

**N85-23805\*** # National Aeronautics and Space Administration,  
Washington, D. C.

**QUALIFICATION OF THE T2 WIND TUNNEL IN CRYOGENIC  
OPERATION. A: THERMAL FIELD, PRELIMINARY STUDY OF  
A SCHEMATIC MODEL**

J. B. Dor, A. Mignosi, and M. Plazanet Dec. 1984 117 p refs  
Transl. into ENGLISH of "Qualification de la Soufflerie T2 en  
Fonctionnement Cryogenique. A: Champ Thermique, Etude  
Preliminare d'une Maquette Schematique" rept. OA-24/5006  
ONERA, Toulouse, Aug. 1982 p 1-52 Transl. by The Corporate  
Word Inc., Pittsburgh

(Contract NASw-4006)

(NASA-TM-77781; NAS 1.15:77781; OA-24/5006-Pt-A) Avail:  
NTIS HC A06/MF A01 CSCL 14B

The T2 wind tunnel is described. The process of generating a  
cryogenic gust using the example of a test made at very low  
temperature is presented. Detailed results of tests on temperatures  
for flow in the settling chamber, the interior walls of the system,  
and the metal casing are given. The transverse temperature  
distribution in the settling chamber and working section, and of  
the thermal gradients in the walls, are given as a function of the  
temperature level of the test.

Author

## NASA TECHNICAL MEMORANDUM

NASA TM-77781

QUALIFICATION OF THE T2 WIND TUNNEL IN CRYOGENIC  
OPERATION. A. THERMAL FIELD - PRELIMINARY  
STUDY OF A SCHEMATIC MODEL

J. B. Dor, A. Mignosi, M. Plazanet

(NASA-TM-77781) QUALIFICATION OF THE T2  
WIND TUNNEL IN CRYOGENIC OPERATION. A:  
THERMAL FIELD, PRELIMINARY STUDY OF A  
SCHEMATIC MODEL (National Aeronautics and  
Space Administration) 117 p HC A06/MF A01

N85-23805

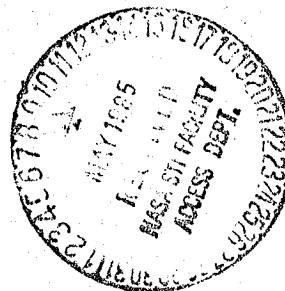
Unclas  
G3/09 21004

Translation of "Qualification de la soufflerie T2 en  
fonctionnement cryogénique. A. Champ Thermique - Etude  
préliminaire d'une maquette schématique." O.N.E.R.A. Centre  
d'Etudes et de Recherches de Toulouse, Toulouse, France.  
Technical Report OA 24/5006 AND (DERAT 24/5006 DN), August  
1983, pp. 1-52.

LIBRARY COPY

AUG 5 1985

LANGLEY RESEARCH CENTER  
LIBRARY, NASA  
HAMPTON, VIRGINIA



NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION  
WASHINGTON, DC 20546 DECEMBER 1984

CORRECTED COPY REC'D 8-5-85

N-155 268

## STANDARD TITLE PAGE

1. Report No. NASA TM-77781	2. Government Accession No.	3. Recipient's Catalog No.	
4. Title and Subtitle: QUALIFICATION OF THE T2 WIND TUNNEL IN CRYOGENIC OPERATION. A. THERMAL FIELD -- PRELIMINARY STUDY OF A SCHEMATIC MODEL		5. Report Date December 1984	
		6. Performing Organization Code	
7. Author(s) J. B. Dor, A. Mignosi, M. Plazanet		8. Performing Organization Report No.	
		10. Work Unit No.	
9. Performing Organization Name and Address The Corporate Word 1102 Arrott Bldg. Pittsburgh, PA 15222		11. Contract or Grant No. NASW-4006	
		13. Type of Report and Period Covered Translation	
12. Sponsoring Agency Name and Address National Aeronautics and Space Administration Washington, DC 20546		14. Sponsoring Agency Code	
15. Supplementary Notes Translation of "Qualification de la soufflerie T2 en fonctionnement cryogenique. A. Champ Thermique - Etude preliminaire d'une maquette schematique." O.N.E.R.A. Centre d'Etudes et de Recherches de Toulouse, Toulouse, France. Technical Report OA 24/5006 and (DERAT 24/5006 DN), August 1983, pp. 1-52.			
16. Abstract The T2 wind tunnel is described. The process of generating a cryogenic gust using the example of a test made at very low temperature is presented. Detailed results of tests on temperatures for flow in the settling chamber, the interior walls of the system, and the metal casing are given. The transverse temperature distribution in the settling chamber and working section, and of the thermal gradients in the walls, are given as a function of the temperature level of the test.			
17. Key Words (Selected by Author(s)) Cryogenic gust wind tunnel, temperature measurement by thermocouples, temperature distribution, thermal boundary layer		18. Distribution Statement Unlimited	
19. Security Classif. (of this report) Unclassified	20. Security Classif. (of this page) Unclassified	21. No. of Pages 117	22. Price

NASA-HQ

N-155,268<sup>2</sup>  
N-85-23805#

## CONTENTS

	<u>Page</u>
INTRODUCTION	6
1 - PRESENTATION OF THE INSTALLATION	7
1.1. General characteristics of the wind tunnel	8
1.2. Control and limitations	11
1.2.1. Wind tunnel control parameters	12
1.2.2. Moving air injection supply and control	12
1.2.3. Liquid nitrogen injection supply and control	13
1.2.4. Evacuated flow control	14
1.2.5. Computerized control and acquisition system	14
2 - CRYOGENIC GUST ANALYSIS	15
2.1. The various phases of the cryogenic test	16
2.2. Wall temperatures in the system	18
2.3. Wall temperatures in the collector and the working section	20
2.4. Temperatures of the metallic lining	22
3 - TRANSVERSAL TEMPERATURE DISTRIBUTIONS IN THE SETTLING CHAMBER AND IN THE WORKING SECTION	23
3.1. Instrumentation	23
3.1.1. Thermocouples and devices for measuring temperature	23
3.1.2. Thermocouple grid in the settling chamber	25
3.1.3. Working section probing rake	26
3.1.4 Stagnation temperature probe	27



3.2. General presentation of tests and figures	28
3.2.1. Complete transversal probing of the working section	28
3.2.2. Stagnation temperature and pressure read- ings at the section wall	29
3.2.3. Permanent temperature measurements in the settling chamber and the section	30
3.3. General characteristics of the transversal tem- perature distributions in the settling chamber	31
3.4. General characteristics of transversal tempera- ture distribution in the working section	33
3.5. Thermal gradient of the wall in the working section	35
3.5.1. Thickness	35
3.5.2. Amplitude	37
3.5.3. Summary of principal results of temperature readings at the section wall, made in October 1981	40
3.5.4. Origin of the thermal gradient of the wall	42
4 - TESTS WITH FLAT PLATE	46
4.1 Model and instrumentation	46
4.1.1. Flat plate	46
4.1.2. Plate temperature measurement by thermocouples	46
4.1.3. Hot wire friction gauges	47
4.1.4. DISA films	48

4.2 Tests and results	50
4.2.1. General presentation of the tests	50
4.2.2. Temperature adjustment of the flat plate	50
4.2.3. Use of gauges in temperature measurement	53
a) Sensitivites	53
b) Temperature gauge changes during the gust	55
4.2.4. Use of gauges with superheating	55
5 - CONCLUSION	58
REFERENCES	59
LIST OF FIGURES	61

QUALIFICATION OF THE T2 WIND TUNNEL IN CRYOGENIC  
OPERATION. A. THERMAL FIELD - PRELIMINARY  
STUDY OF A SCHEMATIC MODEL

J. B. Dor, A. Mignosi, M. Plazanet

INTRODUCTION

/9\*

This report and the one entitled "Flow Fluctuation - Particle detection and qualification", which is associated with it, present the principal results obtained in the T2 transsonic induction wind tunnel in cryogenic operation during a series of tests in September and October 1982.

The purpose of these tests without a model is to check the installation with respect to generating a cryogenic gust and also analyzing the qualities of the cold flow. The following phase, planned for 1983, includes the groundwork for generating cryogenic gusts with a precooled model and obtaining aerodynamic measurements which will verify that the cryogenic wind tunnel is a means of testing at a high Reynolds number.

The study of the qualities of the cold flow deals particularly with analysis of thermal gradients in the settling chamber and working section, the verification of temperature and pressure fluctuations using gauges and spectral distribution, and definition of the operating range for low temperatures using an optical detector to indicate the appearance of particles (ice, dry ice, droplets).

The presentation of the results of this study, split into two reports, is a follow-up to the article presented in "La Recherche Aeronautique" [6] describing the conversion of the cryogenic facility and the first results obtained after that,

---

\*Numbers in the right margin indicate pages of the foreign text.

as well as the article presented at the "ETW Cryogenic Technology Review Meeting" [8] concerning the technique of controlling and regulating a cryogenic gust.

The first part of this report includes a general description of the T2 wind tunnel. The second part will more specifically present the process of generating a cryogenic gust, using the example of a test made at very low temperature. Also for this test will be given more detailed results on temperatures for flow in the settling chamber, the interior walls of the system, and the metal casing.

The study of the transversal temperature distribution /10 in the settling chamber and the working section, and of the thermal gradients at the walls, as a function of the temperature level of the test, will be the object of the third part.

After these tests made with the stream empty, we will present in the same manner, in the last part, a series of gusts made with a flat plate of 324 mm of chord, designed to test the behavior of wire gauges in transsonic and cryogenic flow. This plate, equipped with thermocouples, also made it possible to study the behavior of a non-cooled metallic model during a cryogenic gust. We repeat here that the method of operation chosen for the systematic tests with a model in the T2 wind tunnel includes an additional precooling of the model, which eliminates the problem caused by the slowness of cooling by flow [7].

## 1 - PRESENTATION OF THE INSTALLATION

More detailed information on operation at room temperature and cryogenic adaptation of the T2 wind tunnel can be found in the notes cited in references [1, 2, 3, 5, 6, and 8].

### 1.1. General characteristics of the wind tunnel

T2 is a pressurized transsonic wind tunnel whose system is represented schematically in Figure 1.

A settling chamber with an area of  $1.8 \times 1.8 \text{ m}^2$  equipped with an anti-dust filter, a honeycomb, and anti-turbulent wire nets, precedes a converging section with a contraction ratio of 20.

The working section, nearly square and  $0.39 \times 0.37 \text{ m}^2$  in area, includes a second throat downstream to stabilize the flow at Mach numbers higher than 0.6.

A system where several diffusers return the flow to low velocity closes the tunnel.

T2 is an induction wind tunnel, which means that it /11 has a high-velocity inductor air stream. Moving air is injected by the trailing edges of seven blades at the first bend after the working section. Each blade is internally equipped with four small blast pipes, separately fed by high pressure air, which permits varying the injection area. At their trailing edges, the blades deliver streams at  $M = 1.6$ . The downstream part of the injector bend consists of one mixing chamber between the directed flow and the seven almost two-dimensional streams.

In cryogenic operation, the flow is cooled by direct injection of liquid nitrogen into the system. Cooling of the moving air could have been planned, but the approach chosen, which was easier to use, was obvious because of increased effects of a mistake when the temperature of the moving stream becomes higher than that of the directed flow. On the other hand, among studies produced by the cryogenic adaptation of the

wind tunnel, studies done by the T2 pilot installation have shown that a noticeable improvement of the qualities of the cold flow was obtained by placing the liquid nitrogen injection as far as possible upstream of the working section. Nitrogen is therefore injected peripherally, normally into the flow, at the wall from a unit located just downstream of the mixing chamber for moving air and directed fluid.

The necessary evacuation of a flow equal to the moving flow, or, in cryogenic mode, equal to the sum of the moving air and cooling nitrogen flows, occurs just upstream of the injector elbow. This evacuation takes place, because of wind tunnel pressurization, through the porous bronze walls of a rectangular channel, which acts as a first aerodynamic diffuser between the working section and the injector elbow.

The wind tunnel functions by gusts whose duration, about one minute, depends to a certain extent on the moving flow necessary for the test and on the available high pressure air reserve.

On the other hand, the system, which can be pressurized up to 5 bars, is made of ordinary steel (a metal which becomes fragile at low temperatures). These factors led to the adoption of internal thermal insulation, relatively /12 thin, which makes cryogenic gusts possible. The reduction of heat exchanges at the wall is sufficient to practically obtain rapid cooling of the flow only and negligible temperature variation in the metal lining for gusts lasting about 100 seconds. The surface temperature of the insulation changes as rapidly as that of the flow and stabilizes at a level similar to the adiabatic wall temperature.

According to this view, the best insulations are those in which conductivity and thermal capacity are low. However,

other important problems are posed: The type of insulation surface and the holding and adhesive ability of the material.

Schematically, the internal insulation of the wind tunnel is as follows:

In the low velocity parts, the system and settling chamber, 10 mm of polyurethane locally strengthened by Kevlar tissue. This is an insulation with very low thermal conductivity and capacity, but whose surface is slightly rough.

In the high velocity parts, the working section and injector elbow, 5 mm of Norcoat agglomerated cork. This is less insulating, but has an acceptable surface.

Certain parts of the system, the injector blades and liquid nitrogen injection unit, have been given special insulation detailed in reference 11.

Given a double objective of measurement and safety, the wind tunnel system is permanently equipped with a hundred thermocouples, which reveal:

- the temperature of the internal wall,
- the temperature of the metallic structure,
- the temperature of the flow in the settling chamber, using a grid of 25 thermocouples.

The measurement from the central thermocouple of /13 this grid is the generating reference temperature noted as  $T_i$  in the figures and used for regulation.

The utilization range of the T2 wind tunnel covers Mach numbers from the low subsonic ( $M = 0.3$ ) to the transsonic ( $M = 1$ ). Generating pressure can vary from 1.5 bars absolute

to a maximum 5 bars.

Anticipating the conclusions of this report, it can be said that the operating temperature range limit seems to be located at about 95 K and that a gust at the generating temperature of 100 K can be generated without particular difficulty.

The tests reported here cover the entire temperature range and were conducted at a generating pressure of 2 bars absolute and at working section Mach numbers of 0.6 or 0.8.

Finally, the working section of T2 is equipped with self-moving walls which allow for relatively large two-dimensional models. It seems that walls similar to those used at room temperature, made of thin metallic plate reinforced by stretched wire, can be used in cryogenic operation, the calorific mass of the plate being low enough that the flow cools rapidly. Such walls, made of Invar, were manufactured and tested, and their use is planned for the next phase of cryogenic tests with a model.

The Reynolds number given in figure 4 as a function of the Mach number and of the pressure at room temperature and at 120 K, is formed with a 15 cm length, which is, due to the movable walls, a current value for the chord of profiles studied in the T2 wind tunnel.

#### 1.2. Control and limitations

This paragraph will be limited to a description of the attached equipment and the control elements of the wind tunnel. The process of generating a cryogenic gust will be presented in Chapter 2.



#### 1.2.1. Wind tunnel control parameters

/14

A synthetic diagram summarizing the different control elements of the wind tunnel is given in figure 3.

The three operating parameters are working section Mach number, generating pressure, and generating temperature.

The Mach number is defined by the area of the second throat of the working section, when there is sufficient moving air flow for it to be initiated. We point out that this throat is motorized and that its area can be varied during the test. However, during our tests, where the Mach number in the working section was always 0.6 or 0.8, the throat was positioned at the corresponding area before the test.

The three following parameters were used for control of pressure, temperature, and eventually Mach number:

- moving air flow
- liquid nitrogen flow
- evacuation flow

#### 1.2.2. Moving air injection supply and control

At a pressure of 80 bars, a compressor feeds a 45 m<sup>3</sup> tank which holds compressed air to be used for injection. This tank is connected by a pressure-reducer to a water heater, where the pressure is about 20 bars: this makes it possible to compensate for the decreasing injected air and to keep it near room temperature.

The wind tunnel is fed by a proportional control valve, which regulates the pressure in the injector blade

settling chamber, noted as Pij. Thus, the moving air is controlled by static pressure or by stream density at  $M = 1.6$ .

The multiple valve system, which distributes the flow to the various blast pipes of the trailing edge, is located just upstream of the blades. During the tests described in this report, all blast pipes are used.

We also point out that before leaving the /15 storage tank, the compressed air passes through a dryer with aluminum balls, which lowers its dewpoint to  $-80^{\circ}\text{C}$  in optimal operation (paragraph 3.3.1.).

### 1.2.3. Liquid nitrogen injection supply and control

Figure 1 is a diagram of the liquid nitrogen supply system. A  $20\text{ m}^3$  storage tank feeds a  $2\text{ m}^3$  test reservoir, which can be pressurized up to 18 bars, which is connected to wind tunnel injectors.

During our tests, the gas used to pressurize the reservoir was dry air, drawn from the  $45\text{ m}^3$  tank which feeds the injector blades. The system was then connected to an evaporator supplying high-pressure nitrogen gas, which can be stored in the  $45\text{ m}^3$  reservoir; this makes it possible for the wind tunnel to operate with pure nitrogen.

Liquid nitrogen is injected periphally along two circles, on each of which are distributed 16 separately fed spray nozzles. Each injector can be fed or not fed by its own electric valve. The nozzle diameters are graduated in size so that it is possible to vary mass flow, which can reach  $24\text{ kg/s}$ , with resolution to the thousandth. As injection pressure is adjusted, this apparatus permits effective digital control of the liquid nitrogen flow.

Upstream of the group of electric valves, the system also includes a safety valve and a low-flow bypass, which makes it possible to cool the injection system up to the electric valves with purges, before the test itself.

#### 1.2.4. Evacuated flow control

The flow which is evacuated between the working section and the injector elbow and expelled into the atmosphere is separated into two parts which use, respectively:

- a principal line with a continuous analogous valve, which is positioned before the test,
- an auxiliary line divided into seven /16 parallel branches with graduated areas, each supplied with an electric valve, which allows this part of the flow to be numerically regulated at 127 levels.

#### 1.2.5. Computerized control and acquisition system

The wind tunnel has a system for data control and acquisition composed of two HP 21 MX mini-computers which are connected, but each controls certain well-defined tasks. Both are capable of executing programs in real time. This computer system is described in more detail in reference 8.

The first computer takes and interprets measurements. A 16-line multiplex system, operating at high voltage ( $\pm 10$  V), permits measurement at up to 16 kHz when data are stored on magnetic tape. A 100-line scanner, operating at low voltage, whose data acquisition frequency can reach 200 Hz, permits permanent temperature measurement (walls, metal lining, wire netting and fixed rake), through a multiplex line.

This computer is reserved for implementing and compiling programs. It also controls the movable walls and instrumentation systems, such as scanivalves and probes.

The second computer controls the wind tunnel. It executes programs developed and compiled on the first computer. It has its own acquisition system which is composed of a 16-line multiplexer with an acquisition frequency of 45 kHz. One terminal is reserved for starting the test and for routing operating data and messages during it. The computer has the operating parameters measured on the wind tunnel permanently in storage and directs injection of moving air and liquid nitrogen, evacuation, the second throat, and, for future tests with a model, introduction of the airfoil.

During the test, a manual interruptor permits stopping the control program and proceeding to the gust-stopping phase.

For safety, an independent electronic /17  
apparatus installed on the link with the liquid nitrogen injection and evacuation valves checks computer frequency instructions. This frequency should be 10 Hz; the apparatus closes the nitrogen injection valves and opens the evacuation valves when a noticeable variation is detected. During the test, the computer takes the measurements 10 times per second and moves to the gust-stopping phase if an anomaly occurs.

## 2 - CRYOGENIC GUST ANALYSIS

We have chosen a given cryogenic test to serve as an example in this report. It will serve partly to illustrate the method of generating a cryogenic gust. It will also give for this test the most complete results of temperature measurements on the flow in the chamber and on the internal walls of the

system, which are also mentioned in the chapter on analysis of the transversal temperature distributions in the settling chamber and the working section.

It concerns a gust at very low temperature, used for the tests on optical particle detection, generated at a Mach number in the section of 0.83 and at a generating pressure of 2 bars. The nominal temperature of the test  $T_i = 95$  K, seems, however, to constitute the operating range limit of the wind tunnel [10]. This is why the specific cryogenic operation problems will be well illustrated by the example chosen.

### 2.1 The various phases of the cryogenic test

The report cited in reference [8] is devoted to the control and regulation methods which make it possible to generate a cryogenic gust. We repeat simply that the general principle of the method consists of treating each phase of the test as a specific regulation problem, which permits use of simplified modeling of the wind tunnel and, in particular, of separating the pressure and Mach number control from the temperature control.

Figure 5 shows the changes in control and operation parameters during the test.

/18

The preliminary phase of every cryogenic gust consists of starting the wind tunnel at room temperature, at low generating pressure, and at a very low Mach number. The injected moving air flow is sufficient to obtain a Mach number in the stream of 0.27. The unstated throat is already in the position corresponding to the nominal Mach number of the test. On the evacuation circuit, the regulating valves are all open, and the continuous valve is in a position compatible with nominal Mach and pressure values. In our case, this phase

lasts about 5 seconds and the generating pressure stabilizes at 1.1 bars.

The first phase of the cryogenic gust consists of cooling and stabilizing this flow to the nominal temperature of the test at a low Mach number. Air injection and evacuation valves stay in position. The computer orders the injection of a liquid nitrogen flow equal to twice that necessary to cool the moving air flow ( $Q_{LN2} = 3 \text{ kg/s}$  in our case), and then brings it back to the proper amount via a double slope when it sees that enough has been injected to bring the flow to the desired temperature. After this operation, which in our case lasts 20 seconds, the generating temperature is very near the desired level, and the computer begins closed loop temperature regulation, identical to that which will be used during the third phase, which permits finer adjustment. This phase finishes when the stabilization at nominal temperature is judged to be sufficient. At this moment, in future tests, the computer will issue the order to introduce the precooled model. In our case, the total duration of the first phase is 26 seconds, of which 6 seconds are devoted to final regulation.

The second phase consists of simultaneously increasing the Mach number and generating pressure to nominal values, while maintaining relatively constant flow temperature. During all of this phase, while the Mach number and pressure are varied by action on the moving and evacuated flows, temperature maintenance is independently ensured by a liquid nitrogen flow calculated to cool the moving air flow and to compensate for the effect of compression.

At the beginning of this phase, the regulation valves close on the evacuation circuit and the moving flow increases up to a value that will be maintained during the rest

/19

of the test and which is sufficient to start the throat and reach the desired pressure of 2 bars, allowing for the chosen position of the continuous evacuation valve. The generating pressure increases rapidly; when it reaches 2 bars, it begins to be regulated by the evacuated flow. This phase ends when stabilization is obtained. In our case, it lasts about 30 to 35 seconds. Also during this phase, the flow temperature undergoes rather significant variations of several degrees either side of  $T_i = 95 \text{ K}$ .

During the third phase, the operating parameters of the wind tunnel are maintained at the nominal values of the test, for as long as is necessary for aerodynamic measurements. In the case of our testing, these consisted of temperature explorations in the stream and measurements of temperature and pressure fluctuations. During this phase, simultaneously, the pressure is regulated by the evacuated flow, and the temperature, which is retaken from the final part of the preceding phase, is regulated in closed loop. It will be seen that, during this phase, which lasts about 20 seconds, the generating temperature is remarkably stable and stays in a band 1 K wide. The liquid nitrogen flow is about 11 kg/s.

The gust is stopped by stopping the liquid nitrogen injection and opening the evacuation, before reducing the moving flow.

## 2.2. Wall temperatures in the system

The development during the test of temperatures measured by the thermocouples (paragraph 3.1.1.) mounted on the internal insulating wall of various parts of the low part of the system is shown in figures 10 and 11.

In the second diffuser, which is set vertically just downstream of the liquid nitrogen injection element and on the low wall, at the exit of the second elbow, the constant level on the order of 87 K measured during the last phases of the test, where the cooling flow is significant, shows that there is a noticeable flow of liquid nitrogen.

However, it does not appear that this phenomenon is /20 very significant, since the region involved has a pump and since the gust continues normally. The safety equipment of the wind tunnel includes three pumps located at the low points of the system (entrance and exit of the low horizontal part of the system, external wall of the settling chamber), and the detection of a noticeable quantity of liquid nitrogen at the bottom of these pumps will cause the gust to be stopped.

During the final stabilized phase, this flow is no longer detected downstream of the system. The wall temperatures measured on the low generator of the third diffuser are higher by some degrees than the generating temperature of the flow; this deviation increases and reaches 6 K upstream of the third elbow.

It is necessary to indicate, however, that at the end of the flow cooling phase at a low Mach number, the flow is detected for 10 seconds on almost all of the low generator of the third diffuser, but stops, however, before the entrance of the third elbow. The localization of this phenomenon is reduced to the area of the second elbow during subsequent phases of the gust.

The wall temperatures in the system always show a positive deviation from the flow temperature, which develops in the stabilized phase from 6 K at the entrance of the third elbow to 11 K at the beginning of the settling chamber. In cryogenic functioning, the wall temperature is systematically very high at the exit of the settling chamber with respect to the generating



temperature, the deviation being on the order of 50 K.

It is thus possible to state that the liquid nitrogen flow, well obvious in the area of the second elbow, during this test which shows the extreme use conditions of the wind tunnel with respect to low temperatures, stays low enough to be ignored by the safety equipment and low enough that the heat fluxes on the wall keep it from spreading.

### 2.3. Wall temperatures in the collector and the working /21 section

The change in wall temperatures measured along the collector and the working section, as well as the position of the thermocouples, are shown on plate 9.

The general procedure of the phenomenon is the following: the temperature deviation between the wall and the flow diminishes readily in the collector and goes from 6 K at its entrance to 12 K in the upstream part of the section. A lesser reduction takes place in the section, and the temperature deviation between the thermocouples 1.25 m up- and downstream is about 3 K. The orders of magnitude are given for the stabilized phase of the test.

The internal insulation of this part of the system is composed of:

- 5 mm of polyurethane in the upstream half of the collector,
- 5 mm of Norcoat cork in the downstream half and in the section.

The heat exchange at the wall in the permanent regime is written:

$$\frac{\lambda}{e} (T_m - T_p) = h(T_p - T_F)$$

from which is derived:

$$T_p = \frac{he T_F + \lambda T_m}{he + \lambda}$$

where the wall temperature  $T_p$  is expressed as a function of the temperature of the metallic lining  $T_m$  and of the flow friction temperature  $T_F$  which is involved in wall heat exchanges and is linked to the generating temperature by a recovery factor depending upon the nature of the boundary layer.  $\lambda$  and  $e$  are, respectively, the conductivity and the thickness of the insulation.  $h$  is the heat exchange coefficient.

It appears clearly that the most important phenomenon in the collector is the significant increase in the heat exchange coefficient  $h$  with the flow speed. In crossing the collector, the wall temperature rapidly approaches the flow temperature, but its change shows a discontinuity on the level of insulation variation. The conductivity of the Norcoat cork is in effect 0.06 W/mK, whereas the conductivity of polyurethane is only 0.025 W/mK. This difference causes the wall temperature to increase again by several degrees.

The decrease in wall temperature along the section, /22 which is a phenomenon seen systematically during cryogenic tests and whose amplitude varies a little from one test to another and can reach 4 to 5 K between extreme thermocouples, is more difficult to explain.

Along the section, the speed is uniform and exchange coefficient  $h$  decreases slightly with the aerodynamic friction up- and downstream of the section, which would suggest an increase in wall temperature in this direction.

The characteristics of the insulation and the metal temperature are uniform along the stream and the only parameter

which explains this phenomenon is the friction temperature. It is shown in Chapter 2 of this report that there is in the section a heat gradient of the wall more widely extended than the dynamic boundary layer and which develops little longitudinally. However, the physical thickness of the boundary layer increases noticeably along the section. It thus appears true that the heat exchange at the wall, which is linked to the dynamic boundary layer, makes a temperature  $T_F$  occur which is linked to the stoppage temperature at the edge of the boundary limit and which thus diminishes in crossing the section. Taking into account the stoppage temperature profiles in the area of the wall, a thickening on the order of 1 cm of the dynamic boundary layer explains a variation on the order of 3 K in the friction temperature and thus in the wall temperature which shows a variation on the same order of magnitude, allowing for the internal insulation and the significant value of exchange coefficient  $h$  in the section.

#### 2.4. Temperatures of the metallic lining

The change in the temperatures of various elements of the metallic structure of the system is given in figure 12 for a relatively long gust, where the flow is at nominal temperature for over 100 seconds, generated at  $M = 0.80$  and  $P_i = 2$  bars, at generating temperature  $T_i = 100$  K. These results could not be reobtained in the test at  $T_i = 95$  K because of bad storage of data on magnetic tape.

The two elements which are cooled the most are the /23 evacuation and the second diffuser; both were rebuilt of stainless steel, a metal which keeps its mechanical qualities at low temperature, when the wind tunnel was cryogenized.

The second diffuser, located just downstream of the liquid nitrogen injection nozzle and in thermal contact with it,

undergoes a temperature variation on the order of 7 K during the test.

The evacuation element, internally insulated but extended by important conduits made of stainless steel and not insulated, of the evacuation circuit is cooled to about 16 to 18 K during the gust.

At the level of the high speed system parts, the door of the section and the injector elbow, the cooling is on the order of 2 K.

The parts of the system change the least in temperature, including even the second elbow near the liquid nitrogen injection: the cooling there stays within about a degree.

It can be noticed finally that the initial temperatures of the various elements of the system are quite different. This is due to the fact that this gust was not the first of the day and that to the heat fluxes of the internal wall during the tests is added the effect of the cold gases which accumulate in the trench containing the low part of the system.

### 3 - TRANSVERSAL TEMPERATURE DISTRIBUTIONS IN THE SETTLING CHAMBER AND IN THE WORKING SECTION

#### 3.1. Instrumentation

##### 3.1.1. Thermocouples and devices for measuring temperature

Temperatures are measured by copper-constantan thermocouples, made by RdF. The solder is embedded in a fiber and resin plate 15/100 mm thick. The useful part of the plate,

containing the conductors and their connector, is about 4 mm wide. These thermocouples have copper-constantan wires long /24 enough to avoid any connection in the cold parts of the wind tunnel. They use reference sources which are either at room temperature or at  $T = 0^{\circ}\text{C}$ .

These plates have a relatively low response time, which depends a lot on the heat exchange with the environment; in the settling chamber, where the flow speed is some ten meters per second, it is thus possible to make measurements up to a frequency on the order of 5 Hz.

The device most commonly used in the T2 wind tunnel to measure flow temperature consists of putting the plate parallel to the wind direction and keeping it there by adhesion or fitting it on a hardwood support which leaves the solder area free. The probe thus obtained can be held by various devices, generally metallic. The mechanical hold of the device in the flow requires placing the plate support no more than 2 or 3 mm from the solder. Generally, bringing the support to the proper temperature takes longer than for the plate, and in the case of metallic supports, initially tested in the pilot T'2 wind tunnel, there is a noticeable influence of their temperature on the measurement obtained. The hardwood supports, systematically used in the T2 wind tunnel, made it possible to eliminate this source of error. This result, stated experimentally, seems to be explained by the lower conductivity of the wood, its volumic heat  $c$  being, in the case of the hardwoods used (oak, holly), hardly more than that of metals. On the other hand, our knowledge has increased concerning adhesions, effective but discrete enough, of the plate to its support.

Such a reading, in balance with the flow, permits measurement of a friction temperature which is linked to the stoppage temperature by the relationship:

$$T_F = \frac{1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2} \cdot T_i$$

where recovery factor  $r$  occurs, which depends on probe geometry and flow turbulence. The recovery factor values for our /25 probes are on the order of 0.8. For more ease, we will call this device on the thermocouple plate a "recovery probe".

However, precise determination of the thermal gradient in the area of the section wall, which is one of the goals of this study, requires a temperature reading in the area of the boundary layer. Use for this purpose of a recovery probe implies knowledge of the local speed and, more delicate, of the change in the recovery factor in the very turbulent zones near the walls. We thus tried to make a stagnation temperature probe which was unencumbering enough to explore the wall area and combined a thermocouple plate with the wood support technique. This probe is described in paragraph 3.1.4..

It is also possible to indicate here that these are the same copper-constantan thermocouple plates, simply mounted, which equip the internal insulating walls and the external metal walls of the wind tunnel. This wall temperature measurement technique is acceptable only when the temperatures of the wall and the gas environment are relative close. It is especially unacceptable in the case of a metal model which is thermally unbalanced with the flow.

### 3.1.2. Thermocouple grid in the settling chamber

Since its cryogenic adaptation, the wind tunnel is permanently equipped with a grid which distributes 25 thermocouples with recovery probes, throughout the downstream part of the settling chamber. Tight metal cables have at their

intersections couplers which hold the wooden supports for the thermocouples. Figure 3 shows the design of the grid and the mounting of the probes.

The 0.3 m spacing of the measurement points allows obtaining a good definition of the temperature distribution in the central part of the section, but neglects the gradients of the wall. This led us to complete the grid with two fixed identical rakes, installed at the lower wall at the entrance and exit of the settling chamber. Each of these rakes, whose dimensions are shown in plate 7, has five thermocouples with recovery probes on wooden supports.

### 3.1.3. Working section probing rake

/26

This probing equipment, shown in figure 14, was made specially for the study of the transversal temperature and pressure distributions in the working section; the choice of a mobile rake with three permanent teeth permits complete transversal probing of the section during the test, while keeping a good definition of the probed zone, which is particularly interesting at the sides of the wall.

The rake horizontally crosses the upstream part of the working section. It consists of a brass plate, 5 mm thick, with a schematic leading edge and trailing edge. As it crosses the walls, teflon sub-portholes allow correct adjustment and movement.

Each of the three teeth has a thermocouple with a friction probe on a wooden support (the plate is vertically oriented) and a pressure stagnation probe, consisting of a plated tube, located on the same vertical plane. The two outer teeth are designed so as to be able to hold the thermocouple and the pressure probe on the Norcoat cork walls in the section.

The spacing of the teeth is 115 mm. The necessary course to probe the 390 mm width of the stream is 160 mm. The width of the recovery zones probed successively by the two teeth is 45 mm.

The rake has a step-to-step motor with a ball screw. During our tests, the probing movement is done during the third phase, reserved for measurements, of the cryogenic gust; the rake probes from one wall to the other in about 30 seconds.

The measurements are interpreted by giving each temperature probe a constant recovery factor, determined for a given test ( $M = 0.8$ ,  $T_i = 150$  K), in the central part of the flow, allowing for the Mach number and for the generating temperature measured in the chamber. These values of the factor which are kept for all the tests allow taking into account the effect of the local Mach number and obtaining an approximation of the stagnation temperature on the level of the probe. The /27 difference  $T_{i \text{ probe}} - T_i$  allows eliminating drifts or variations in flow temperature around the control value and obtaining spatial distribution. The results obtained in the dynamic boundary layer can be compared with those, more precise, obtained with the stagnation temperature probe.

#### 3.1.4. Stagnation temperature probe

This probe, shown in figure 15, is composed of an RdF copper-constantan thermocouple plate contained in a hollow body made of wood and designed to stop, if possible isentropically, the flow. It is intended to measure the wall thermal gradients. Its general form is inspired by that of a stagnation pressure plug of the "boundary layer probe" type, and its asymmetrical configuration allows it to take measurements of the wall itself. The flow penetrates upstream through a slit,



surrounds the recessed thermocouple plate, parallel to the flow and to the slit and a hole made downstream on the face opposite the wall assures a continuous flow.

The total thickness of the air intake upstream is about 7/10 mm; that of the slit, 2/10 mm. The master couple is 6 x 5 mm<sup>2</sup>.

Wood was chosen for its low conductivity due to the risks of heat influence from the supports and the probe itself on the thermocouple plate and of the previously noticed low injection flow on the flow. This accomplishment needed quite precise machining, and we used a hardwood with very dense grain, holly. The assemblies are held together by adhesion.

This probe is associated with a stagnation pressure probe; it probes horizontally, in the region near the axis of the left wall, around 45 cm from the entrance of the working section. The complete transversal readings with the mobile rake take place in the same part of the section. The two reading devices are not used simultaneously during the same gust.

The stagnation temperature outlines shown in /28 the figures are thus obtained by simple difference from the generating temperature of the flow measured in the chamber.

### 3.2. General presentation of tests and figures

#### 3.2.1. Complete transversal probing of the working section

The mobile rake probes the test stream transversally at a generating pressure of 2 bars and at two Mach numbers:  $M = 0.8$  and  $M = 0.55$ , and for generating temperatures from  $T_i = 105$  K to room temperature.

The temperature and pressure distributions obtained at  $M = 0.8$  and at generating temperature levels 295 K, 200 K, 180 K, 150 K and 120 K are shown on figures 19 to 24. Figure 28 regroups the heat fields measured at this same Mach number in the section.

At the temperature of 150 K, two passes in opposite directions were made during identical tests, so as to detect an eventual influence of the thermal inertia of the temperature probe on the measured distribution: in effect, a too high response time with regard to displacement speed of the probe across a thermal gradient leads to an error whose sign is opposite that of the direction of movement. The two passes (figures 22 and 23) lead to similar measured distributions and confirm the qualities of the mounting of the thermocouple plate on a wood support.

In the same manner, the temperature and pressure distributions obtained at Mach number  $M = 0.55$  are shown on figures 25 and 27, for generating temperature levels 295 K, 150 K, and 105 K. Plate 29 regroups the temperature fields measured during these same tests.

### 3.2.2. Stagnation temperature and pressure readings at the section wall

Probing at the working section wall with the stagnation temperature probe is done at a generating pressure of 2 bars, at a Mach number in the section of 0.8, and at generating temperatures of 290 K, 200 K, 150 K, and 120 K. At the level  $T_i = 150$  K, it is possible to also make, at the same Mach number, a reading in the opposite direction from that normally used (from the wall toward the center of the section), as well as a test at a lower Mach number, of about 0.55. The results of these readings are shown on Figures 30 to 35. Figure 36

regroups the thermal gradients measured at the wall, for a Mach number of 0.8, at the various temperatures of the test.

The temperature distributions at the wall, measured during two readings in the opposite direction (figures 32 and 33) are practically the same and allow concluding that the response time of the stagnation temperature probe is low enough, taking into account the speed of probing movement, and does not cause error in the measure of the thermal gradient.

We indicate also that during the tests at  $T_i = 150$  K shown on figures 32 and 34, the signal from measurement of the stagnation temperature probe is bothered by an electrical noise, unrelated to an eventual temperature fluctuation.

The temperature distributions obtained at the left wall of the section with the thermocouple mounted in the recovery probe of the mobile rake are compared with those measured at the same place with the stagnation probe, at a Mach number of 0.8, and for generating temperatures of 295 K, 150 K, and 120 K, on figures 38, 39, and 40. Also included are distributions of stagnation pressure, measured by the two identical reading devices.

### 3.2.3. Permanent temperature measurements in the settling chamber and the section

At the level of the thermocouple grid and of the fixed rakes on the wall, in the settling chamber, as well as on the walls of the collector and the section, temperatures are measured permanently during all tests.

The development of the temperature distribution in the chamber, measured by the grid, during the test at  $T_i = 95$  K and  $M = 0.8$  shown in Chapter 2, is shown on figure 6. Also for

this test are presented the temperatures measured in the /30  
area of the low wall of the chamber, by the two fixed rakes  
(figure 7) which permit measuring the thermal gradient in this  
region (figure 8) as well as the development of the wall  
temperatures registered along the collector and the working  
section (figure 9).

The temperature distributions in the settling  
chamber during the final stabilized phase of the tests at  $M = 0.8$   
and  $P_i = 2$  bars, at various temperatures covering the range of  
cryogenic operation, are shown in figures 16 and 17. Figure 18  
shows these same distributions obtained in tests made at the same  
generating pressure and at a lower Mach number in the section:  $M$   
 $= 0.55$ .

The wall temperature in the section is measured at  
three points, spread longitudinally at the center of a side door  
whose exact position is shown in figure 9. The readings were  
made on a plane located between the two thermocouples farthest  
upstream, whose position with respect to them is shown in figure  
37. Figure 37 shows the temperature deviation which exists  
between the three points of the section wall and the flow, at a  
Mach number of 0.8 and during the final phase of the test, as a  
function of its nominal temperature. This temperature deviation  
is linked to the amplitude of the thermal gradient which exists  
in the area of the wall: thus is reported the temperature level  
of the wall on the stagnation temperature reading curves shown in  
figures 30 to 35.

### 3.3. General characteristics of transversal temperature distributions in the settling chamber

During the temperature descent phase, the settling  
chamber is the site of transversal thermal gradients which extend  
up to the center of the flow and which are caused by cooling the

internal insulating walls of the system. It is necessary to emphasize that the response time of the thermocouples is great, allowing for the low beginning speed of the gust, and must increase when the walls are approached, where the velocity is lower than in the center; this phenomenon can accentuate the real thermal gradients. The temperature distribution is roughly symmetrical; the wall regions are hotter: as an example, at the end of the cooling, in the case of the gust at  $T_i = 95$  K and  $M = 0.8$  (figure 6) deviations appear of about 9 K between the extreme thermocouples of the grid and the central regions. Very important thermal gradients prolong this distribution (figure 8), and the temperature deviation between the wall on the level of the grid and the center of the flow is about 100 degrees.

During the subsequent phases of the gust, the thermal gradients on the  $1.2 \times 1.2 \text{ m}^2$  area covered by the grid are rapidly reabsorbed. A distribution is obtained which can be uniformly qualified at near to 1 degree, if maximum deviations of about 2 K are excepted, which are generally registered in the corners of the square section. During the cold gust used as an example (figure 6), this state is achieved before the beginning of the final stabilized phase of the test: the instant  $t = 44$  s at which the temperature map is shown corresponds to the end of the rise in Mach and pressure.

The fixed temperature rake permits completing this distribution in the stabilized phase in the region near the center of the low wall. It is thus found that, in the case of the test at  $T_i = 95$  K, the thickness of the thermal boundary layer remains lower than about 10 cm, although the temperature deviation measured at the wall,  $T_p - T_i$ , is around 50 K. In fact, the thermocouples of the rake are too far apart to be any more precise on the extent of the parietal gradient, and only the point of measure nearest to the wall, 4 cm from it, shows a noticeable deviation (6 K) from the flow. However, this extent

seems to grow when the corners of the chamber are approached.

This practically uniform temperature distribution, with deviations of about one degree, on the section of the chamber covered by the thermocouple grid, is obtained in the stabilized phase regardless of the cryogenic operating temperature. In the case of our tests at  $M_{\text{section}} = 0.8$  and  $P_i = 2$  bars, there is no noticeable aggravation of the thermal deviations when the operating temperature decreases: the uniformity of the distributions obtained is equivalent for tests going from  $T_i = 95$  K to  $T_i = 200$  K (figures 16 and 17). It is also stated that for operating at room temperature, the temperature field is very 32 uniform and that it remains that way in cryogenic operation at high temperature (250 K): however, a slight asymmetry is detected which can be attributed to the peripheral injection of liquid nitrogen.

In the tests done at a lower Mach number in the section, of about 0.55, the temperature distributions obtained in the chamber (figure 18) are similar, and their uniformity at the level of the grid does not depend on the temperature of the cryogenic test.

#### 3.4. General characteristics of the transversal temperature distribution in the working section

The transversal temperature distributions in the section are only known experimentally during the final stabilizing phase of the tests. The probing done with the mobile rake, especially regarding the range of cryogenic operation, shows that their general configuration is the following:

- a uniform central zone;
- some zones of strong thermal gradient, in the vicinity of the walls, which are warmer than the central flow.

The extent of wall gradient temperatures, which the stagnation temperature readings allow to be well defined at the left section wall (paragraph 3.5.1.), is on the order of 50 mm and does not vary, from  $T_i = 200$  K to  $T_i = 105$  K, with the temperature level of the cryogenic testing. This dimension, given for some tests at a Mach number of 0,8 in the section, stays appreciably the same at Mach number 0.55.

The amplitude of this gradient increases when the testing temperature decreases and goes, for a Mach number in the section of 0.8, from about 7 K at  $T_i = 200$  K to about 12 K for lower operating temperatures, from 150 K to 105 K.

The practically uniform central zone, about 30 cm long, which is important for future tests with a model, is obtained independently of the gust conditions. The temperature variations there are of about a degree, and we do not see any /33 significant variation of the form of the temperature field in this region, with the operating temperature. We find a more important uniform zone 355 mm long for operation at room temperature: in this case, the thickness of the thermal boundary layer and the dynamic boundary layer is the same and on the order of 17 mm, at the level of the reading section.

We establish that a slight asymmetry between the two warmer wall zones, not very clear for  $T_i = 200$  K, but which systematically appears when the generating temperature of the testing becomes inferior to this value: the thermal gradient of the right wall is less extended and of slightly weaker amplitude than that of the opposite wall. This difference is emphasized by the fact that the dynamic boundary layers measured by the pressure probes are symmetrical. To describe this phenomenon, we can say that for the Mach numbers in the section  $M = 0.8$  and  $M = 0.55$  and for the temperatures going from 105 K to 150 K, the recorded deviations are on the order of 2 cm for the extents and

2 K for the amplitudes. The thickness of the warm zone at the right wall is thus about 3 cm. We point out that the stagnation temperature readings and the results given for the wall thermal gradient in general concern the left wall, where the gradient is most significant. We also repeat that the section is probed horizontally and that the effects of gravity and inertia in the elbows cannot explain this phenomenon, whose origin is without doubt related to the generation of the wall thermal gradient.

### 3.5. Thermal gradient of the wall in the working section

This paragraph is concerned with more precisely specifying the thermal gradient characteristics which exist at the section wall during the stabilized phase, as a function of the cryogenic test conditions.

#### 3.5.1. Thickness

In the probing region, at the center of the left wall in the upstream part of the section, the mobile rake and the stagnation pressure and temperature probing system, measure the same dynamic boundary layer, whose thickness on the order of 17 mm does not vary, at  $M = 0.8$  and  $M = 0.55$ , with the generating temperature of the test.

The most precise results concerning the extent /34 of the hot zone of the wall and the form of the temperature profile were obtained with the stagnation temperature probe. Readings at  $M = 0.8$  and at generating temperatures of 200 K, 150 K and 120 K, summarized in figure 36, clearly show that the thermal gradient of the wall is more widely extended than the dynamic boundary layer and its thickness, which we can estimate at 50 mm, does not vary noticeably with the test temperature. On the other hand, readings at  $T_i = 150$  K and  $M = 0.55$  do not show significant variation of this thickness with the Mach number.



These results are in accord with those obtained at the same Mach numbers and at temperatures from 200 K to 105 K, with the mobile rake, at the same wall, with a single difference: the absolute value of the thickness of the hot wall zone, measured by the thermocouple with recovery probe of the mobile rake, is more significant and on the order of 65 mm. This variation can be explained by an increase in the recovery factor of the rake probe, that we assume to be constant for calculating the stagnation temperature, in a zone near the external border of the boundary layer, where the thermal turbulence is already significant; this phenomenon would lead to overestimating the extent of the effective thermal gradient.

This explanation is also suggested by the deviation that exists between the measurements obtained by the two types of probes, during tests at ambient temperature (figure 38). In this case and for a Mach number in the section of 0.8, the stagnation probe measures a thermal boundary layer of measurable thickness equal to that of the dynamic boundary layer and whose temperature profile presents the characteristic form related to the zero flux condition at the wall which implies

$\int_0^{\delta} \left( \frac{\rho_u}{\rho_{cu_e}} \frac{h_i}{h_{ie}} - 1 \right) = 0$ : when the boundary layer is penetrated, the stagnation temperature first increases by about 1 K and then at the wall returns to the friction temperature, which is less than about 4 K at the generating temperature of the external flow. The stagnation temperature profile obtained under the same conditions with the friction probe has a general form which is quite different: it does not include in particular the protuberance found in the external wall of the boundary layer, and the apparent thickness of the thermal gradient is appreciably weaker than that of the dynamic boundary layer. These measurement errors are likely due to significant, but /34 difficult to estimate, variations in the recovery factor of the probe in the dynamic boundary layer.

We thus keep the value of 50 mm obtained by the stagnation probe as the extent of the thermal gradient at the left wall of the section. Since complete transversal probing has shown that the hotter zone was thinner at the right wall, we can give an extent of 30 mm, if we estimate that the error made by the recovery probe is the same. This optimistic but plausible interpretation of the results leads to a length of 31 cm for the uniform central zone.

### 3.5.2 Amplitude

Probing with the recovery probe of the mobile rake at the left wall of the section shows that the temperature increase recorded while crossing the wall gradient becomes more significant when the test temperature diminishes, but stabilizes at about 11 K when it becomes less than or equal to 150 K. We record thus a variation of 7 to 8 K at the temperature level of  $T_i = 200$  K and at  $M = 0.8$ . During the readings at the lowest temperatures, one at  $T_i = 120$  K and  $M = 0.8$ , the other at  $T_i = 105$  K and  $M = 0.55$ , the variations are respectively of 11 K and 10 K, values that we also find for the more numerous tests done at  $T_i = 150$  K and at the same Mach numbers in the section. We also indicate that at the immediate vicinity of the wall, the velocity is low and the influence of the recovery factor reduced: the temperature measurements obtained at this level with the rake probe are thus significant.

This change in the amplitude of the thermal gradient of the wall with the operating temperature is confirmed by the wall temperature measurement in the section. The cryogenic tests for which these measurements are available are quite numerous, and the curve representing the temperature variations between the wall and the flow, in the stabilized phase and at  $M = 0.8$ , as a function of the test temperature (figure 37)

is statistically validated. It includes in particular several tests done at  $T_i = 100$  K or  $T_i = 95$  K.

Its general trend is the following:

/36

At room temperature, the adiabatic wall friction temperature is about 4 K lower than generating temperature.

When testing temperature diminishes, algebraic variation increases and becomes positive from  $T_i = 250$  K. At  $T_i = 200$  K, a value of about 7 K occurs at the probing surface level.

For generating temperatures less than or equal to 150 K, temperature variations at the wall stay practically constant to the nearest degree, and the curve shows a level area of  $T_i = 150$  K at the lowest operation level of  $T_i = 95$  K. We also find a variation at the probing surface level of about 11 K to 12 K. Slightly lower variations found at very low temperatures even suggest a maximum of about  $T_i = 120$  K, but the temperature differences involved are too slight, with respect to the uncertainty of the measurements, for this result to be significant.

We indicate that the temperature variations found at the section wall during tests at  $M = 0.55$  are noticeably placed on the same general curve. This diagram also shows a decrease of some degrees in the wall temperature, from upstream to downstream in the section, described in paragraph 2.3..

The results concerning the amplitude of the thermal gradient of the wall, obtained by stagnation temperature probes, do not exactly agree with those from the mobile rake and from temperature measurements at the section wall. The general direction of variation and the order of magnitude of the

temperature variations are, however, the same. The stagnation temperature readings at  $M = 0,8$  summarized in figure 36 show a regular increase in the amplitude of the thermal gradient of the wall with the decrease in test temperature, which stays very clear between the levels  $T_i = 150$  K and  $T_i = 120$  K: we thus find, at these two operating temperatures, variations in the vicinity of the wall which are respectively of 10 K and 13.5 K and which include the value of about 11 K to 12 K measured at the wall at the same temperatures.

We have not found a sure explanation for this /37 phenomenon, which involves temperature differences remaining at about 2 K. We can however note that the stagnation temperature probe used is still a prototype: although its operation was verified in cryogenic flows at relatively high velocity ( $M = 0.6$  to  $0.8$ ), it is possible that, in a flow at lower velocity, such as the dynamic boundary layer, the reduction of the air flow crossing the probe allows a noticeable thermal influence of the plate supports at low operating temperatures.

On the other hand, the reading at  $T_i = 120$  K cited is the only one which was made the stagnation probe at a lower temperature than  $T_i = 150$  K. Other readings at lower temperatures, eventually reversing the probing direction, would without doubt have permitted defining the phenomenon.

For these reasons, we keep the behavior shown at  $M = 0.8$  and  $M = 0.55$  by the thermocouples of the probing rake and the temperature measurements of the section wall: increase in amplitude of the thermal gradient of the wall when the test temperature diminishes to the level  $T_i = 150$  K, then stabilizing this amplitude at 11 K to 12 K for lower operating temperatures up to  $T_i = 95$  K.

### 3.5.3 Review of principal results of temperature readings at the section wall, made in October 1981

These stagnation pressure and temperature readings, done in cryogenic regime and at  $M = 0.8$ , shown in figure 41, furnish data on the change in the thermal gradient of the wall, along the section. They are, in effect, made horizontally in two center points of the left section wall:

- the point of the present readings located 45 cm from the section entrance;
- a reading point in the downstream part of the section, 76 cm from the first one.

The stagnation temperature profile is measured by a "recovery probe" (paragraph 3.1.1.) to which is attached a recovery factor  $r$  determined at the center of the flow

The comparison of these readings with the present readings reveals a peculiarity: the dynamic boundary layer measured upstream is more significant during the more recent tests; the physical thickness goes from 13 mm to 17 mm. The first probe thus covered a finer boundary layer at room temperature. We estimate, however, that the probe measures well the stagnation temperature profile for a relatively more extended gradient, in cryogenic regime. /38

It is appropriate also to point out that modifications, described in the following paragraph, were made in the settling chamber to reduce the hotter flow zone revealed at the section wall, between the two test series.

The results are the following:

- Upstream of the section, we measure a dynamic boundary layer 13 mm thick and a thermal gradient of the wall, which is hotter, whose extent is about 50 mm at levels  $T_i = 160$  K and  $T_i = 150$  K and whose amplitude increases as temperature diminishes. The temperature variations between the vicinity of the wall and the central flow are relatively important and reach a value of 18 K in operation at  $T_i = 150$  K.
- Downstream, we find a dynamic boundary layer 23 mm thick and a hot zone of the wall whose extent is more important, about 60 mm at levels  $T_i = 190$  K and  $T_i = 130$  K. The gradient amplitude varies in the same way with the temperature, but the temperature variations at the wall are less significant, about 15 K for  $T_i = 130$  K.

These results are comparable to those of present readings. Upstream, we measure an identical extent of the wall zone, but the temperature variations are as a group more important. These tests are done at temperature levels spaced too far apart in the cryogenic range for confirming the existence of a stabilization of the amplitude of the wall gradient at low temperatures. We essentially were able to find:

- The existence of a transverse diffusion of /39 the hot zone of the wall, along the section. A low part of the increase of 10 mm of the gradient extent between the two points of the readings is due to that of the displacement thickness of the dynamic boundary layer, of about 2 mm. The most important phenomena are thus probably thermal conduction and turbulent mixing.

- The existence of an attenuation of the amplitude of the wall gradient along the section, coherent with the longitudinal change in wall temperatures, systematically measured during cryogenic tests. These measurements allow the estimation that in the present wind tunnel configuration, this decrease of the temperature variation at the wall is about 5 K, on the section length.

The longitudinal change in the parietal gradient is thus fairly minimal. The characteristics obtained during our tests at the upstream point thus might have changed in the following way at the level of models located between the two reading points:

- 5 mm increase of the extent of each wall zone;
- 1 K to 2 K decrease of the temperature variations with the flow.

#### 3.5.4 Origin of the thermal gradient of the wall

In all the wind tunnel units except the settling chamber and evacuation, the cryogenic fluid receives, at the wall, heat from the external environment (metal structure and atmosphere) which passes through the internal insulation. This is the physical cause of the warmer flow zone at the wall.

In the settling chamber, of course, this exchange with the external environment also exists, but the phenomena are more complex. The chamber is made of two metal coverings, both internally insulated:

- the circular external covering, which is 40 part of the pressurable metal system of the wind tunnel and which stays at room temperature;
- the square internal section, made of a series of frames which hold the filter, the honeycomb, and the wire meshes.

The space between the two coverings is connected to the central part by holes made in the diffuser, at the entrance of the chamber.

The metal frames hardly cool at all; their temperature always stays much higher than that of the cryogenic test. The gas itself, which is relatively immobile, has, because of the thermal exchange, a temperature variation with the flow that cannot be ignored.

The filter and the wire meshes cause charge losses in the flow which then has, in the downstream part of the chamber, a slight depression with respect to the external casing. At this level, we thus obtain a hotter gas injection at the internal wall of the chamber, through the imperfectly plugged cracks between the frames.

It is equally possible that another process of heat supply at the wall adds significantly to the thermal exchange by convection with the insulated wall, which is of little importance considering the low velocity of the flow: the wire meshes are fixed on the only slightly cooled frames and thus bring heat to the flow near the wall, by conduction and convection.

The existence of these phenomena was suggested by the fact that the thermal gradient of the wall increases significantly in amplitude and thickness as it crosses the



settling chamber, although this is the part of the system where the thermal exchange of the fluid with the insulated wall is weakest.

With the goal of reducing fluid circulation /41 between the external frame and the central part of the chamber, the tightness of the internal covering between the frames was improved by installing foam joints, strongly compressed when the assembly is mounted.

This operation has effectively allowed the reduction of the hot zone of the wall in the section. The temperature readings in the section, made in October 1981 before this modification and whose principal results are repeated in the preceding paragraph, showed, at the same probing point, a thermal gradient equivalent to that presently measured, but with variations in the vicinity of the wall which are clearly more significant, of about 18 K at the level  $T_i = 150$  K.

However, the thermal gradient measurements at the entrance and exit of the settling chamber, found for the test at  $T_i = 95$  K and  $M = 0.8$  in figure 8, show that, even in the present configuration, the heat supply at the wall is significant. During the stabilized phase of the test and at the entrance of the chamber, the wall temperature is 11 K higher than that of the flow, and we can estimate the extent of the wall thermal gradient at 5 cm. At the exit of the chamber, the temperature variation measured at the wall is of 50 K and the extent of the thermal gradient approaches 10 cm.

The exchange of heat by convection at the wall is insufficient to explain such a variation. There are obviously parasitic heat supplies and, in particular, leaks of warmer gas coming from the external casing: this phenomenon, which depends especially on the tightness obtained on the periphery of the

internal section, perhaps explains the asymmetry between the wall zones, established in the section.

On the other hand, it is probable that a region poorly served by the flow exists in the angle made by the chamber and collector walls and that the thermal exchange with the wall is very weak at this spot. This would explain the very high wall temperatures which are systematically measured at this level, during cryogenic tests.

We thus maintain that the thermal gradient of /42 section wall is due partly to thermal losses along the system and partly, in a large proportion, to crossing the settling chamber, where the phenomena just described a relatively significant heat supply in the wall region.

It can be said finally that the given thickness for the wall thermal gradient at the chamber exit is of relatively little importance with respect to that measured in the section, since the size relationship between the wall zone and the uniform central zone is maintained while the collector crosses.

This can be explained by the fact that at the chamber exit, the wall gradient is considerably more extended in the corners, as was noted at the thermocouple level of the grid, and that the collector generates wall fluxes which three-dimensionally warp the boundary layers.

On the other hand, in the chamber, it is quite difficult to estimate the effective limit of the wall gradient, which is quite low in its external part, with the available measurement methods.

#### 4 - TESTS WITH FLAT PLATE

##### 4.1. Model and instrumentation

###### 4.1.1. Flat Plate

This concerns a flat plate profile, held by the lateral walls of the working section, with 324 mm chord and 12 mm thick, made of Dural and used to test various friction gauges in transonic flow as well as its temperature establishment. This plate, described in figure 42, has an elliptical leading edge and a schematic dihedral trailing edge.

The back is equipped with static pressure /43 holdings and carries the instrumentation. Thermocouples spread along the chord allow the metal temperature to be recorded.

From a thermal point of view, this plate is initially at room temperature and does not have any additional cooling system. Thermal contacts with the metallic structure of the wind tunnel are relatively restrained, since the plate is held by two pions at each wall.

###### 4.1.2 Plate temperature measurement by thermocouples

The copper-Constantan thermocouples used are those described in paragraph 3.1.1. The small plates are placed at the bottom of cylindrical holes made in the plate and closed by a plug of the same metal: this device allows effective measurement of the model temperature [Ref. 7].

Four thermocouples, whose measurement point is in the middle of the plates, are distributed along a chord near the center of the plate (figure 42). In order to obtain an indication on the temperature variation of the metal in the

plate, a fifth thermocouple is installed at the bottom of a deeper hole, which permits a measurement point 1 mm from the wall. This thermocouple is located at the same position along the chord as one of the preceding ones, 143 mm from the leading edge and slightly laterally displaced.

#### 4.1.3 Hot wire friction gauges

These gauges, developed by DERAT, are shown in figure 43 and described in reference [12].

The sensitive element is a tungsten wire with a diameter of  $5\mu$ , stretched between two pins and placed on a wooden patch 2 mm thick. This apparatus, contained in a metallic cylinder, is placed on the model, the wood patch and the wire flush with the wall. The wire is placed perpendicular to the general flow direction. The gauge also has its own /44 thermocouple, made by joining a copper wire and a constantan wire, which allows us to know the temperature of the metal cylinder and thus of the model, in the immediate vicinity.

Four gauges are distributed on the chord near the center, where the thermocouples described in the preceding paragraph are also placed. During our tests, only the gauge located 179 mm from the leading edge is in operation.

The operating principle of a hot wire friction gauge is the following:

The resistance of the tungsten wire is related to its temperature through a known reciprocal relation. The wire can be fed at constant resistance by a DISA measurement system. Without flow, we give the wire resistance  $R$  corresponding to a superheating of about 40 K with respect to room temperature. The voltage  $E_0$  measured at the ends of the wire lets us know the

electrical power  $\frac{E_0^2}{R}$  necessary to maintain the superheating, compensating for what dissipates in the air by natural convection and in the support by conduction.

We do the same superheating when the flow is established: more electrical power  $\frac{E^2}{R}$  is then necessary, due to a significant heat dissipation in the flow, which is related to friction.

In the hypothesis of thermal balance between the model and the flow, the gauge operation is described by the equation:

$$\frac{E^2}{R\Delta T} = \frac{E_0^2}{R\Delta T} + f(\rho_p \tau_p \mu_p)$$

$$\text{where } \Delta T = T_{\text{wire}} - T_{\text{flow}} = T_{\text{wire}} - T_{\text{model}}$$

The gauges can be calibrated in the /45  
uncompressible range, using a channel where the friction is known from measuring charge loss. The present work done on these gauges consists of extending their calibration range to compressible and transonic flows, particularly emphasizing boundary layer readings.

During our tests, at room or cryogenic temperature, we always give the wire constant resistance, already set up before starting the wind tunnel and which corresponds to a superheating of 43 K with respect to room temperature.

We have also used the tungsten wire to measure temperature, supplying it with a weak current at a low constant intensity  $I = 3 \text{ mA}$ .

#### 4.1.4. DISA Films

The DISA film is the equivalent of a small-

diameter wire gauge. The small conductors, pins, and measurement unit, obtained by gold plating, are contained in a thin plate, which can be mounted on the model.

This apparatus does not require a priori that the gauge be mounted on the model.

These films are tested in two configurations:

- simple adhesion of the film on the plate metal;
- implantation of a wooden patch, with a diameter of 5 mm and a thickness of 2 mm, beneath the sensitive part of the adhered stuck film (figure 43).

These devices are found near the plate center, at the same distance from the leading edge as the hot wire gauge studied (figure 42).

Films were used under the same conditions as 46 the wire gauge:

- constant resistance supply corresponding to a superheating of 43 K in relation to room temperature;
- supply by a constant low intensity current  $I = 3$  mA.

Figure 44 shows two examples of curves linking the resistance of the measurement element to its temperature, obtained experimentally in an enclosed thermostat, for a wire gauge and a DISA film.

## 4.2. Tests and results

### 4.2.1. General presentation of the tests

The tests were done at a Mach number of 0.6 in the section, a generating pressure of 2 bars, and three temperature levels, operating at room temperature, without liquid nitrogen injection, and with cryogenic gusts at generating temperatures of 250 K and 150 K. The plate always has no incidence. On the back, the transition of the boundary layer is released by a band of silicon carbide grains placed 10 mm from the leading edge.

The duration of the gusts is important in analyzing the cooling time of the flat plate and the change in the gauge readings during the various test phases and as a function of the thermal condition of the model.

Figure 45 describes the change in flow parameters  $M$ ,  $P_i$ , and  $T_i$  and on temperatures measured in the plate during a test at room temperature. Figure 46 gives the change in gauge readings (two films and a wire gauge) used in temperature measurement during the same gust.

At the temperature level 250 K, two figures (47 and 48) describe in the same manner the change in flow parameters, model temperatures, and gauge readings for temperature measurement during the same cryogenic gust. Figure 49 47 describes another gust generated at the same temperature level and gives the voltage supplied at constant resistance to the friction gauges, with the superheating of 43 K at room temperature.

### 4.2.2. Temperature adjustment of the flat plate

During the test at room temperature, the generating

temperature changes in the following way (figures 45 and 46): at the start of the gust, the compression effect provokes a very clear increase, of about 20 K in our case. When the pressure has reached its nominal value, the generating temperature rapidly decreases, to stabilize at a value which stays very near room temperature, due to the heater.

At the beginning of the test, the warmer flow blast causes a reheating of the model, of about 5 K. After this, it establishes itself at friction temperature, about 2 or 3 degrees below generating temperature. The figure clearly shows that the thermal balance between the plate and the flow does not totally balance for 100 seconds after the beginning of the test. This result emphasizes the problem of thermal balance of the model, which also occurs in operation at ambient temperature but with variations with the adiabatic wall condition which remain about several degrees.

In cryogenic gusts at  $T_i = 250$  K and  $T_i = 150$  K (figures 47, 49, 50 and 52), the cooling of the model until the thermal balance lasts about 100 seconds from the beginning of the liquid nitrogen injection. The duration of the cooling is not related to the final temperature level, a result which is due to the fact that the thermal flux is proportional to the temperature variation. An important part of the temperature adjustment accomplished during the first phase of a test at a low Mach 48 number: for our tests, the temperature variation is reduced by half. The increase of thermal exchange during the rise in Mach number and generating pressure is clearly apparent due to a growth of the slope on the change in model temperature.

In the figures, three temperature curves as a function of time are shown for the flat plate. The leading edge cools more rapidly, and the curves of the two thermocouples farthest upstream are different from the other three, which are



combined. The thermal gradients which exist along the chord of the plate during the temperature decrease are reabsorbed when the model approaches the balanced state.

These results of cooling a model which has not been precooled can suggest that such a test procedure, although it requires long gusts, remains within the capabilities of the wind tunnel. Also, the first cryogenic phase at a low Mach number can be prolonged without excessive consumption of air and liquid nitrogen. It should be noted, however, that the 12 mm plate thickness is relatively low in relation to that of the airfoils which are normally used in the T2 wind tunnel and that, in addition, this model is made of Dural, whose volume heat  $\rho c$  of about  $2.3 \cdot 10^6 \text{ J/m}^3\text{K}$  is lower than that of steel, used more often, which is about  $3.6 \cdot 10^6 \text{ J/m}^3\text{K}$ .

By using a simple thermal calculation, assuming infinite conductivity of the plate, we are led to an exponential change in temperature:

$$T_p = T_f + (T_{\text{ambient}} - T_f) e^{-\frac{h}{\rho c e} t}$$

where  $e$  is the half-thickness of the plate and  $h$  the coefficient of forced convection.

In estimating the exchange coefficient  $h$  as a function of the flow parameters and plate friction during the first phase and during the phase at  $M = 0.6$  and  $P_i = 2$  bars, we can, by two exponentials, find the trend of the measured coolings.

Using this same simple calculation, we have /49  
tried to estimate the thermal evolution during the same gust of an identical model which would be made of steel. The average exchange coefficients calculated are respectively  $h = 230 \text{ W/m}^2\text{K}$

and  $h = 800 \text{ W/m}^2\text{K}$  for the two consecutive parts of the test. Allowing for the variation which exists between our measurements and the calculation for the Dural plate, we find that, 100 seconds after the beginning of the liquid nitrogen injection, the steel temperature is higher by about 7 K than the balance level and that this is reached one fortieth of a second later.

These first cryogenic tests with a schematic model thus do not revive the principle of additional pre-cooling of the model for the practical operation of the T2 wind tunnel.

#### 4.2.3. Use of gauges in temperature measurement

The use of gauges supplied by a weak current of constant intensity allows us to know the behavior, during the test, of the sensitive unit when it is thermally passive and to characterize the various devices used.

##### a) Sensitivities

Knowing that the variation of resistance of the measurement wire is proportional, at a given level, to that of the temperature and that the voltage read at the gauge boundaries is proportional, at low near line resistances, to the resistance of the wire, a coefficient of sensitivity allows passage from voltage to temperature.

The following hypotheses:

- before starting the gust, the model and the gauges are at the same temperature,
- at the end of the test, when the model has reached thermal balance, the gauges are also established at adiabatic wall temperature,

allow us to directly determine the sensitivity coefficient of each gauge, adjusting, through factors of scale and shifts in origin, the voltage change at its boundaries to the model /50 temperature flow curves obtained by thermocouples. The sensitivities thus obtained, based on the test at  $T_1 = 250$  K, are coherent with the variation laws of the resistance of the sensitive unit with the temperature and intensity  $I = 3$  mA of the measurement current. We apply these same sensitivities to the tests at room temperature and at  $T_1 = 150$  K. The obtained temperature curves are described on figures 46, 48, and 51.

In the gust at 150 K, we establish that for the wire gauge the sensitivity is correct: the measured temperature is very near, in beginning and in ending the gust, to that of the plate. This is due to the fact that the resistance variation of the  $5\mu$  tungsten wire is strictly linear as a function of temperature. We find, in figure 44, the example of a calibration done in a place regulated for a wire gauge: on all the tested range, from 90 K to 300 K, the variation curve of the wire resistance as a function of temperature is a rule.

For films, in the same gust, we noted first an electric saturation due to a bad choice of the variation range of the exit voltage on the measurement chain. In addition, it appears that the temperature measured by the two films in the end of the gust is clearly higher than that of the model: the film sensitivity diminishes when the temperature diminishes, and that determined at 250 K is not correct on a range going up to 150 K. This is due to the trend of the curve  $R = f(T)$  for the DISA films, which we present as an example on figure 44: on an extended temperature range, this curve is not linear and its slope diminishes when the temperature diminishes.

b) Temperature gauge changes during the gust

Generally, the thermal behaviors of the wire gauge and the DISA film adhered on a wooden patch are similar and set apart from that of the film directly adhered on metal.

The temperature of this last film is the same as that of the model, with, however, a variation which brings it near to the flow temperature and which exists only when there is a significant heat exchange between the film and the model: /51 in the test at  $T_i = 250$  K, this variation remains about 2 to 3 K. This is explained by the fact that in non-thermal balance, the thinness of the insulating film is the cause of a noticeable thermal gradient between the metal temperature and a level closer to the temperature of the adiabatic wall. In this area, the DISA film behaves in the same way as an RdF thermocouple plate adhered to a metal model.

The change in temperature of the wire gauge and the film adhered on wood is between that of the friction temperature related to the flow and that of the model. During the cooling of the model, they are established much more rapidly at the adiabatic wall temperature, but remain noticeably influenced by the metal temperature.

4.2.4. Use of gauges with superheating

The friction sensitivity of a gauge increases with the imposed superheating. However, the temperature level of the sensitive unit should not destroy it; in the wire gauge, too much superheating can, without causing destruction, change the thermal contacts of the wire with its environment and thus modify its calibration. Because of this, we are confined to operating temperatures which largely remain lower than  $100^{\circ}\text{C}$ . The use of gauges during cryogenic tests allows very significant relative

superheatings, of about 80 K to 180 K for gusts at  $T_i = 250$  K and  $T_i = 150$  K shown in figures 49 and 52.

The dissipated thermal power for maintaining the temperature of the measurement unit at a constant level is determined by three factors, for a given gauge and device:

- the model temperature;
- the flow temperature;
- the aerodynamic friction which causes the thermal exchange with the flow.

The first factor fixes the thermal power given 52 to the plate, and the last two, that given to the flow.

The voltage of the gauge limits, proportional to the square root of the thermal power, changes in the following way during a cryogenic test (the stages of description are marked on figure 52):

At the starting of the flow at room temperature and at a low velocity (A), it is set practically instantaneously at a value corresponding to a relative superheating of about forty degrees and at a Mach condition of  $M = 0.25$  in the section.

During the cooling of the wind tunnel at a low velocity (B), the voltage increases, principally because of the lowering of the flow temperature and also because of the beginning of the cooling of the model.

During the stabilized phase at a low Mach number and at the nominal test temperature (C), the voltage increases but with a weaker slope: this increase is due only to the

lowering of the plate temperature.

During the increase (D) in Mach and pressure, the dissipated power increases more rapidly for two reasons: the increase of the exchange with the flow and the cooling of the plate which continues and accelerates.

Since the flow parameters are stabilized at the nominal test values, the voltage at the limits of the various gauges continues to go through a lesser but measurable variation, which seems to be related only to the end of the cooling of the model (E). The voltages are stabilized when the plate reaches the thermal balance, 100 seconds after the test beginning (F).

During these tests, the wire gauge and the DISA film adhered on a wooden patch have an identical sensitivity behavior. However, in favor of the DISA film, we note a better thermal exchange with the flow (more significant increase in dissipated power during the flow cooling phase) and better /53 insulation with respect to metal (less decrease in power during the stabilized phase at a low Mach number and at low temperature; slightly less significant variation of voltage at the end of the test, when the model approaches thermal balance). These differences between the two types of gauges that we also find when they are used in temperature measurement (the DISA film approaches the adiabatic wall temperature a little more rapidly) are still not very significant, and it can be said that the principle of a measurement unit insulated from the model should be retained for operational devices.

In the DISA film adhered directly on metal, the overall power dissipated is greater by the part given to the model, useless for friction measurement. The measurement obtained is much more noticeable at the thermal state of the model.

## 5 - CONCLUSION

These tests constitute the first systematic use for experimental purposes of the stabilized temperature cryogenic gust technique. The essential conclusion is the existence, at the level of the transverse distribution of temperature in the section, of a central uniform range, about 30 cm long, significant enough to be used for tests with an airfoil and practically independent of the cryogenic test temperature up to an operating level probably reaching  $T_i = 100$  K. The phenomenon of hotter flow zones at the walls expands increases little toward low temperatures.

They have also allowed us to specify certain particularities of wind tunnel thermal behavior: systematically decrease by several degrees in the wall temperatures from upstream to downstream of the section, transverse distributions of temperature in the chamber, appearance of the role of the settling chamber and its double covering in the generation of the wall thermal gradient in the section, thermal behavior of the internal insulating walls and the metal structure during the gusts at very low temperatures ( $T_i = 95$  K).

Tests with a flat plate have allowed experimentally approaching the problem of cooling by cryogenic flow of a non-precooled model during long enough gusts at regulated temperature. However, these tests do not revive the principle of a cooled model during practical operation of the T2 wind tunnel.

Finally, these conclusions are completed by those in reference [10] concerning the study of temperature and pressure fluctuations in cryogenic regime and that of the appearance of particles at low temperatures, which also allow expecting an operational range reaching  $T_i = 100$  K for transonic tests up to a pressure of 3 bars.

## REFERENCES

1. P. Carriere. "The injector driven tunnel" AGARD Lecture Series on Large Transonic Wind Tunnels, V.K.I., January 1973 and AGARD Report R-600-72.
2. R. Michel, C Quemard, A. Mignosi. "The induction driven tunnel T2 at ONERA/CERT: flow qualities, testing techniques and examples of results", Journal of Aircraft, Vol. 16, n 3 (March 79).
3. R. Michel. "A cryogenic transonic intermittent tunnel project: the induced-flow cryogenic wind-tunnel T2 at ONERA/CERT", AGARD Lecture Series No. 111 on Cryogenic Wind Tunnels (May 1980).
4. A. Blanchard, J. B. Dor, A. Mignosi, J. F. Breil. "Research on a cryogenic wind tunnel operating by induction," La Recherche Aerospatiale 1981-2 (March-April).
5. A. Mignosi, D. Faulmann, A. Seraudie. "The T2 transonic induction wind tunnel: operation at ambient temperature and cryogenic adaptation," La Recherche Aerospatiale 1981-3 (May-June).
6. R. Michel, A. Mignosi. "Adaptation and first cryogenic operation of ONERA/CERT's T2 wind tunnel." La Recherche Aerospatiale 1982-2 (March-April).
7. J. B. Dor, M. J. Payry. "Etude de faisabilité du prérefroidissement des maquettes pour la soufflerie cryogénique T2 [Feasibility study of precooling models for the T2 cryogenic wind tunnel]," R.T. OA No. 16/5007 AYD (DERAT No. 16/5007 DY), July 1982.
8. J. L. Govert, A. Mignosi. "Studies on cryogenic induction driven wind tunnel T2", ETW Cryogenic Technology Review Meeting, NLR, Amsterdam, 15-17 Sept. 83.
9. A. Blanchard, A. Mignosi. "Problems involved by the instrumentation and the conception of cryogenic tests". ETW Cryogenic Technology Review Meeting, NLR, Amsterdam, 15-17 Sept. 82.
10. J. B., A. Mignosi, M. Plazanet. "Qualification de la soufflerie T2 en fonctionnement cryogénique. B) Fluctuations de l'écoulement - Detection et qualification de particules [Verification of the T2 wind tunnel in cryogenic operation. B) Flow fluctuations - particle detection and qualification]," R.T. OA No. 25/5006 AND (DERAT No. 25/5006 DN) September 1983.



11. G. François. "Thermal behavior and insulation of a cryogenic wind tunnel," ETW Cryogenic Technology Review Meeting, NLR, Amsterdam, 15-17, September 1983.
12. J. Cousteix, J. C. Juillen. "Hot wire gauges for measuring wall friction: execution, standardization, applications," La Recherche Aéronautique 1982-3.

## LIST OF FIGURES

- 1 General plan of the T2 transonic cryogenic wind tunnel and its limitations
- 2 General view of the T2 wind tunnel
- 3 Wind tunnel direction and control system
- 4 Operating range of the T2 cryogenic wind tunnel
- 5 Change in control and operating parameters of the T2 wind tunnel during a cryogenic gust at  $T_i = 95$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars
- 6 Change in transverse temperature distributions in the settling chamber during a cryogenic gust at  $T_i = 95$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars
- 7-8 Measurement of thermal gradients near the low wall, at the entrance and exit of the settling chamber, during a cryogenic gust at  $T_i = 95$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars
- 9 Wall temperature measurements along the collector and the working section during a cryogenic gust at  $T_i = 95$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars
- 10 Change in wall temperatures, measured in the system downstream of the liquid nitrogen injection, during a cryogenic gust at  $T_i = 95$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars
- 11 Change in wall temperatures, measured along the lower part of the system, during a cryogenic gust at  $T_i = 95$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars

- 12 Change in temperature of various parts of the metallic lining of the T2 wind tunnel during a cryogenic gust at  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 13 Grid of 25 thermocouples in the downstream part of the settling chamber
- 14 Mobile temperature and pressure probing rake in the working section
- 15 Stagnation temperature reading
- 16-17 Temperature distributions in the settling chamber during the stabilized phase at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2 \text{ bars}$ , as a function of the nominal temperature of the cryogenic test
- 18 Temperature distributions in the settling chamber during the stabilized phase at  $M = 0.55$  and  $P_i = 2 \text{ bars}$ , as a function of the nominal temperature of the cryogenic test
- 19 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at room temperature,  $M = 0.81$  and  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 20 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 200 \text{ K}$ ,  $M = 0.81$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 21 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 180 \text{ K}$ ,  $M = 0.83$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 22-23 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M = 0.8$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$

- 24 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 120$  K,  $M = 0.8$ , and  $P_i = 2$  bars
- 25 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at room temperature,  $M = 0.55$ , and  $P_i = 2$  bars
- 26 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.55$ , and  $P_i = 2$  bars
- 27 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 105$  K,  $M = 0.57$ , and  $P_i = 2$  bars
- 28 Regrouping of transverse temperature distributions in the working section at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2$  bars, for various generating temperatures
- 29 Regrouping of transverse temperature distributions in the working section at  $M = 0.55$  and  $P_i = 2$  bars, for various generating temperatures
- 30 Transverse reading of stagnation pressure and temperature near the wall, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 290$  K,  $M = 0.83$ , and  $P_i = 2$  bars
- 31 Transverse reading of stagnation pressure and temperature near the wall, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 200$  K,  $M = 0.83$ , and  $P_i = 2$  bars
- 32-33 Transverse readings of stagnation pressure and temperature near the wall, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars

- 34 Transverse readings of stagnation pressure and temperature, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.55$ , and  $P_i = 2$  bars
- 35 Transverse reading of stagnation pressure and temperature, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 120$  K,  $M = 0.83$ , and  $P_i = 2$  bars
- 36 Regrouping of stagnation temperature gradients measured near the wall as a function of the test temperature at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2$  bars
- 37 Change in wall temperature distribution measured along the section as a function of the test temperature at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2$  bars
- 38-40 Comparison of stagnation temperature distributions obtained near the wall of the section with the stagnation temperature reading and the mobile rake recovery sensor
- 41 Previous results of stagnation temperature readings at the section wall, obtained with a "recovery sensor" during the first cryogenic tests in October 1981
- 42 Plan of the flat plate profile in AU4G: location of the pressure gauges, thermocouples, and friction gauges
- 43 Plan of a hot wire friction gauge and a DISA film on a balsa patch
- 44 Variation curves showing the resistance of the sensing element as a function of temperature for a wire gauge and for a DISA film

- 45 Change in plate temperature and flow parameters during a gust at ambient temperature, at  $M = 0.6$  and  $P_i = 2$  bars
- 46 Change in temperatures measured by friction gauges used at low constant intensity  $I = 3$  mA during the same gust at ambient temperature,  $M = 0.6$  and  $P_i = 2$  bars
- 47 Change in plate temperature and flow parameters during a cryogenic gust at  $T_i = 250$  K,  $M = 0.6$  and  $P_i =$  bars
- 48 Change in temperatures measured by friction gauges used at low constant intensity  $I = 3$  mA during the same cryogenic gust at  $T_i = 250$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars
- 49 Use of friction gauges with overheating of 43 K with respect to room temperature during a cryogenic gust at  $T_i = 250$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars
- 50 Change in plate temperature and flow parameters during a cryogenic gust at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars
- 51 Use of friction gauges at low constant intensity  $I = 3$  mA during a cryogenic gust at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars
- 52 Use of friction gauges with overheating of 43 K with respect to room temperature, during a cryogenic gust at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars

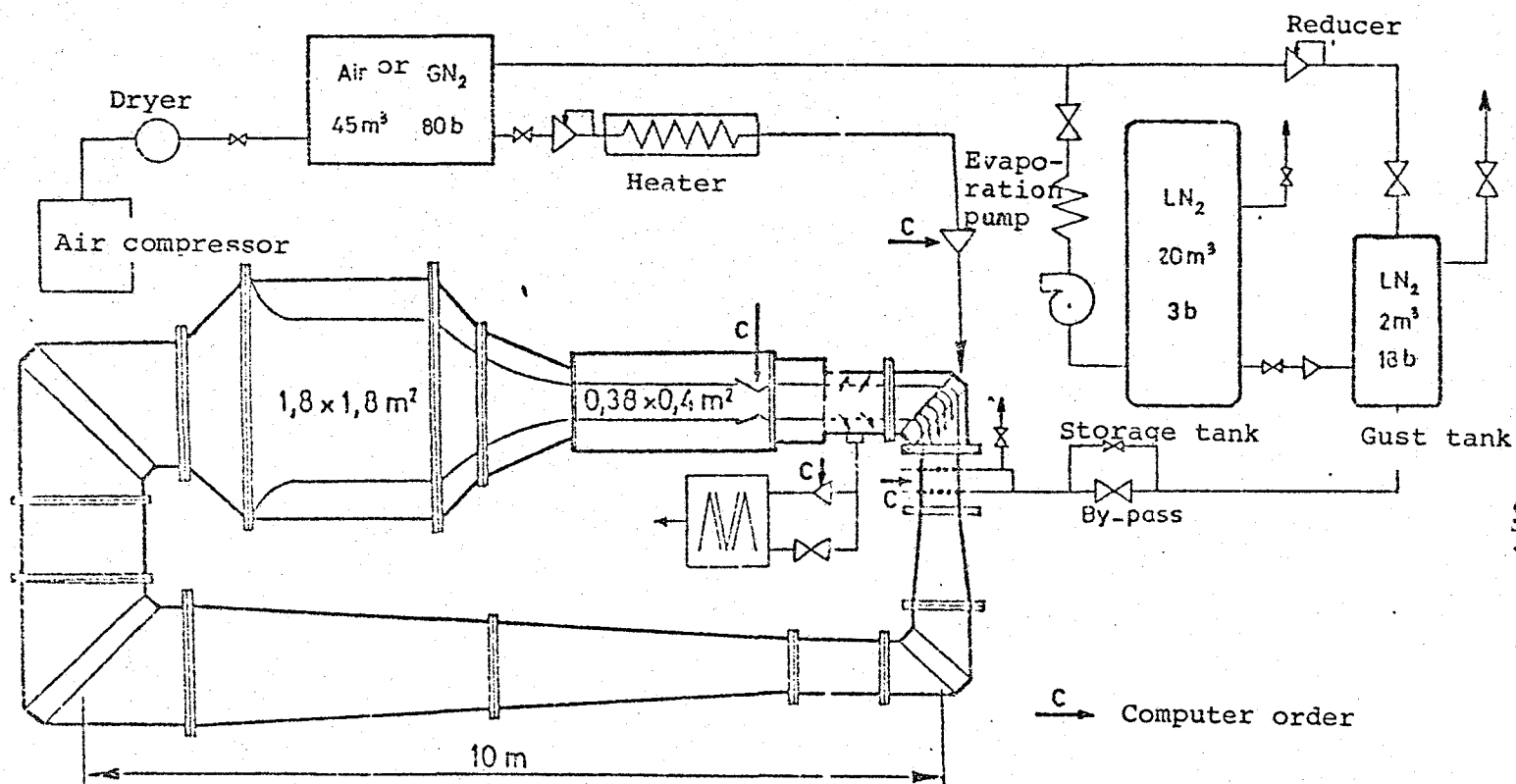
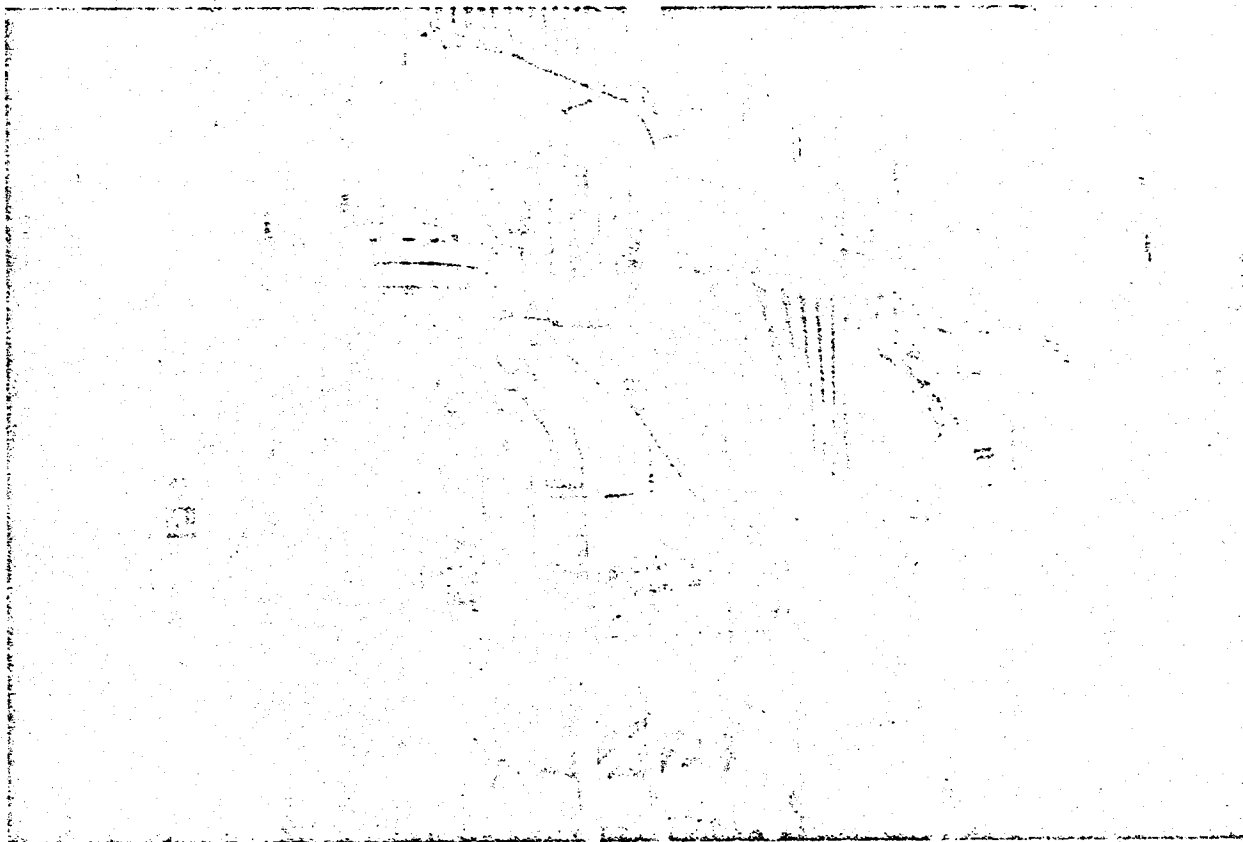


Figure 1. General plan of the T2 cryogenic wind tunnel and its limitations.

ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY



ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

Figure 2: General view of the T2 wind tunnel.



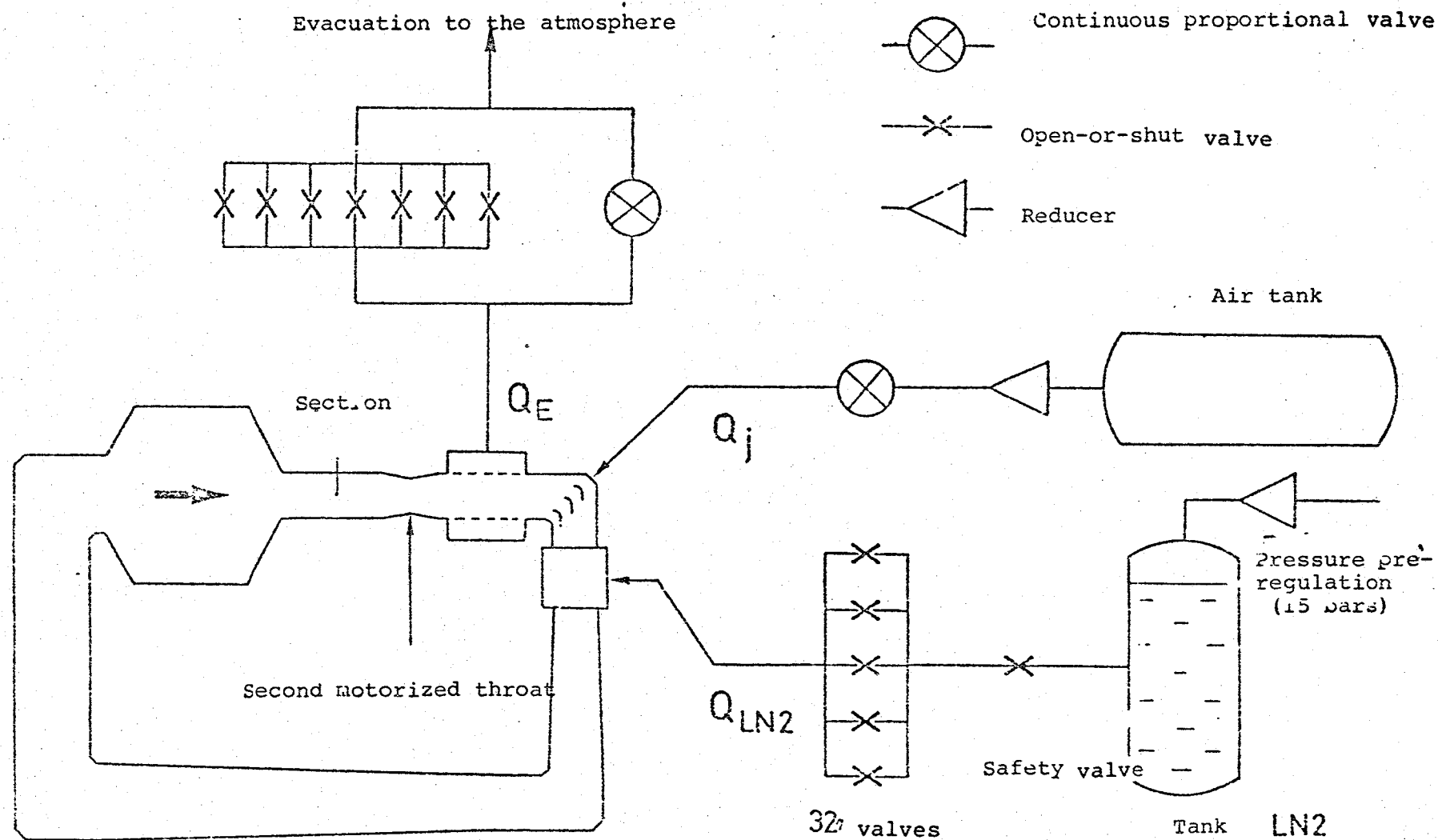


Figure 3: Wind tunnel direction and control system

ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

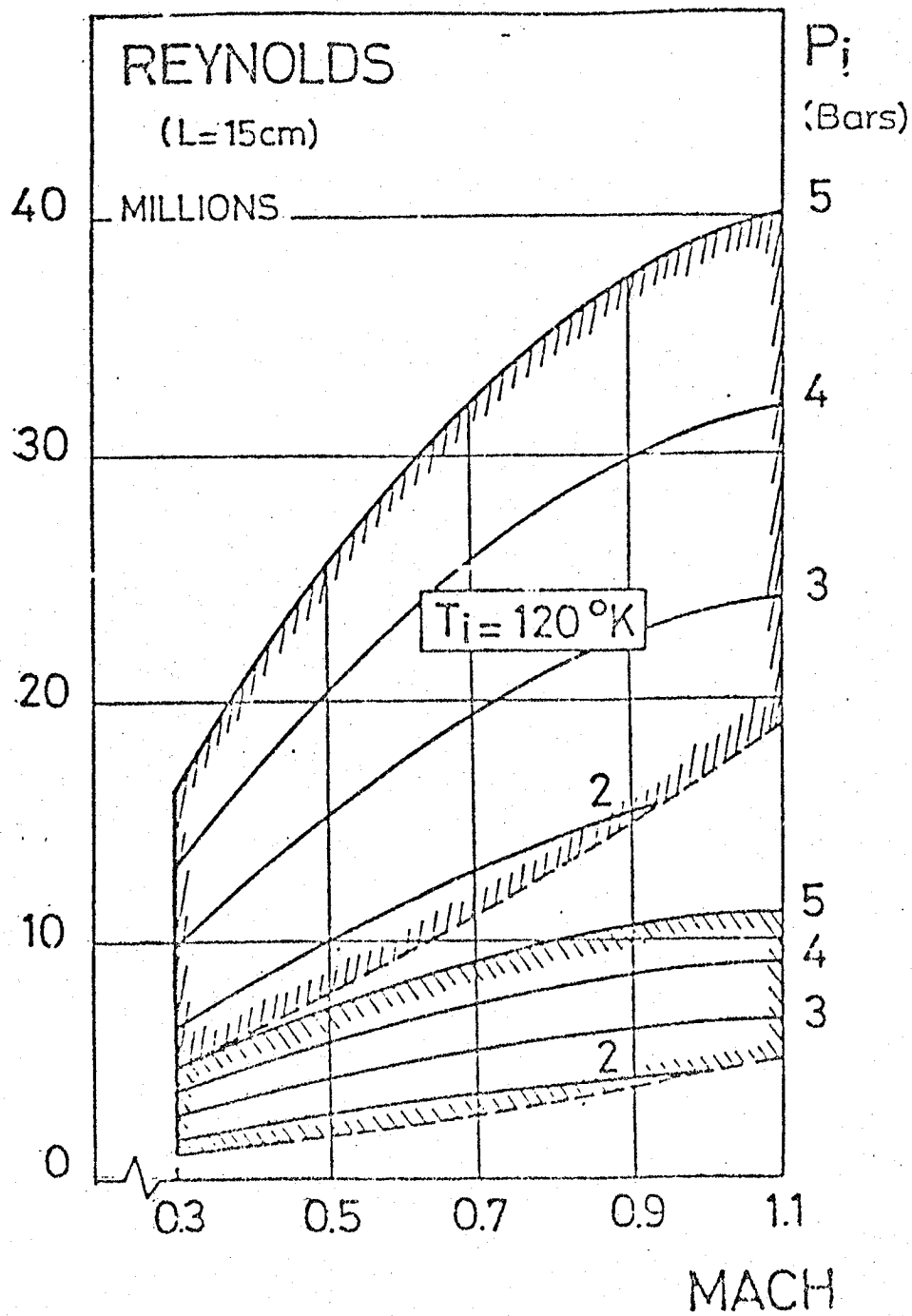


Figure 4: Operating range of the T2 wind tunnel.

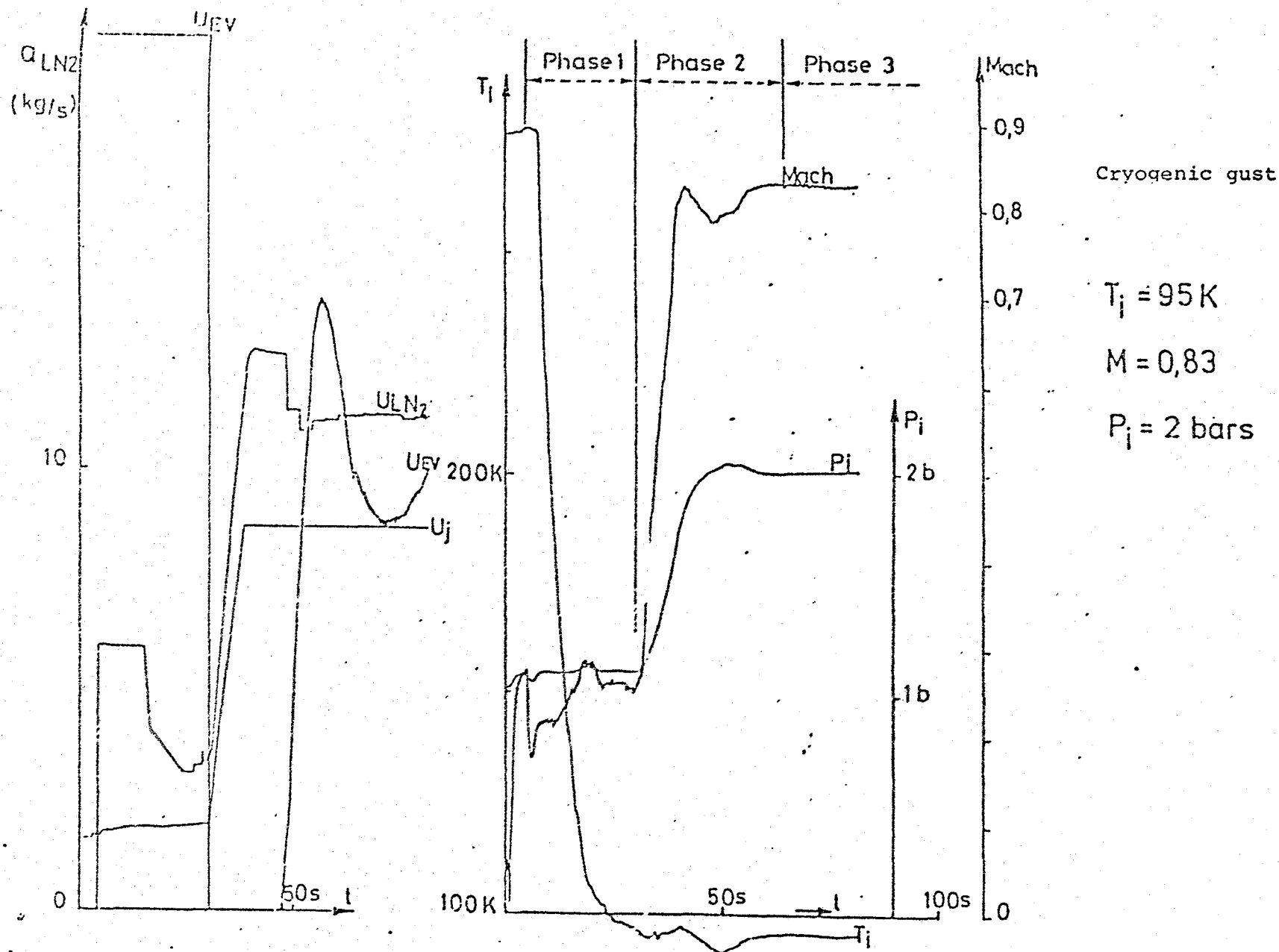
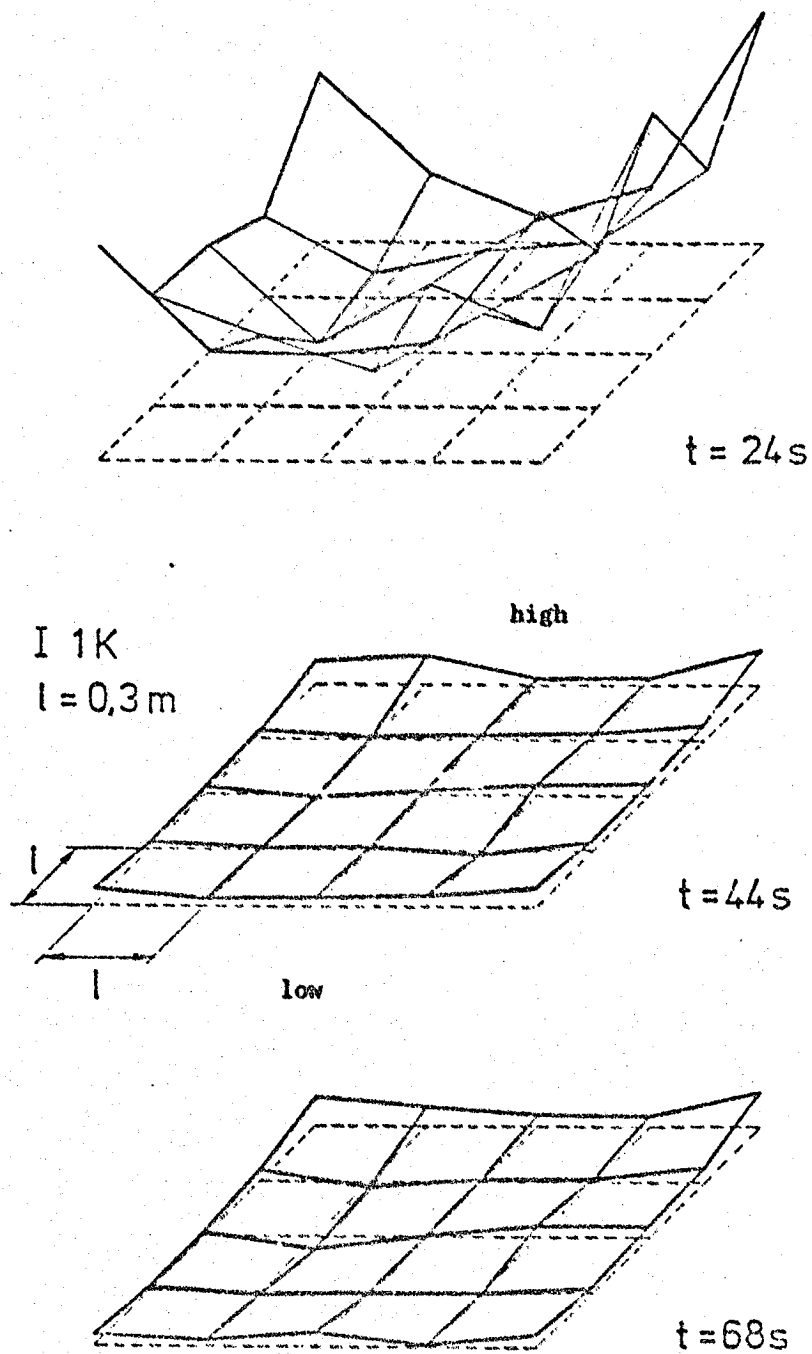


Figure 5: Changes in control and operating parameters of the T2 wind tunnel during cryogenic gust with the characteristics  $T_i = 95 K$ ,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$



$T_i = 95 \text{ K}$      $M = 0,83$      $P_i = 2 \text{ bars}$

Figure 6: Change in transversal temperature distributions in the settling chamber during a cryogenic gust at  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$

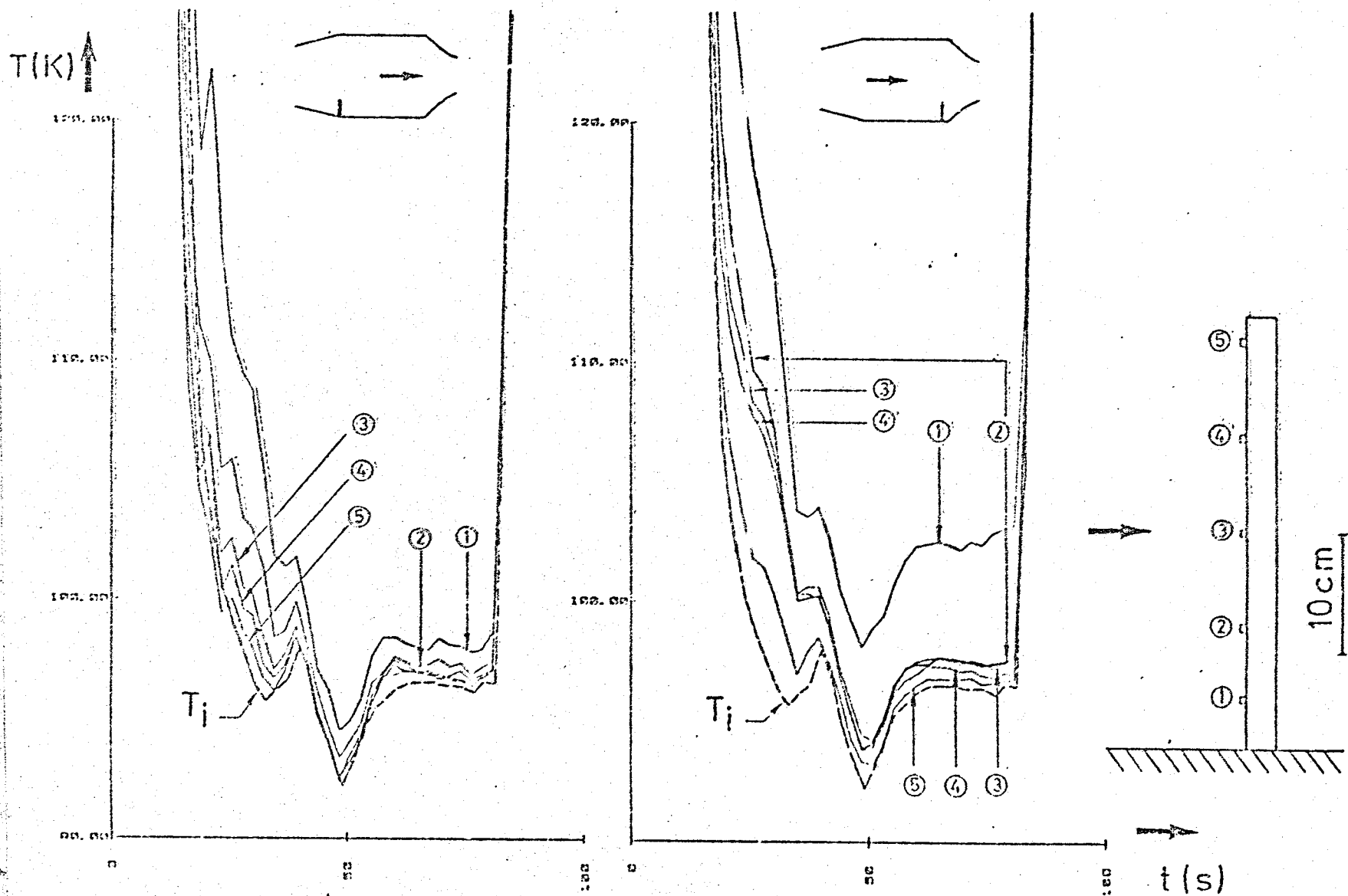


Figure 7 Measurement of thermal gradients near the low wall, at the entrance and exit of the settling chamber, during a cryogenic gust at  $T_i = 95$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars

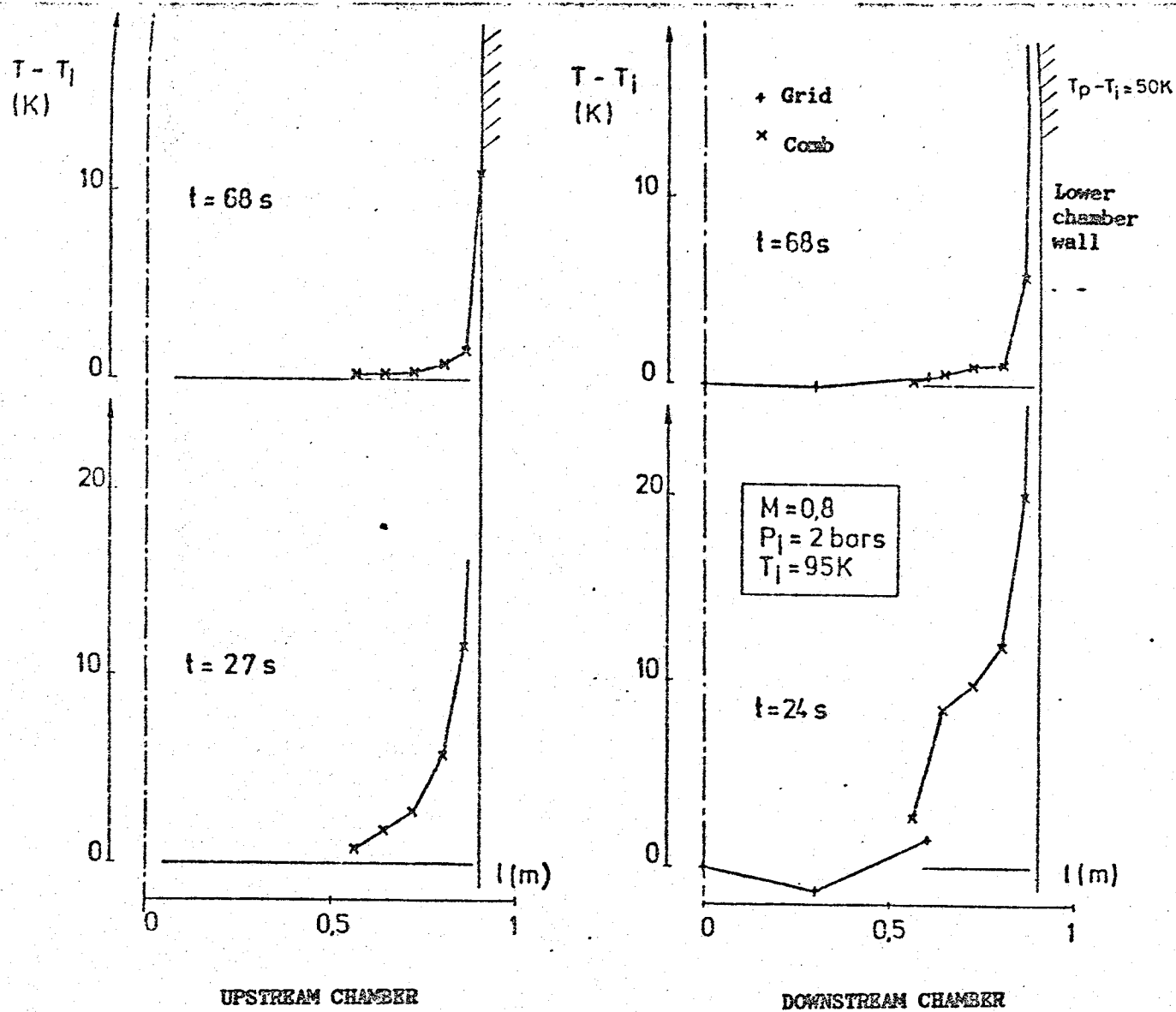


Figure 8 Measurement of thermal gradients near the low wall, at the entrance and exit of the settling chamber, during a cryogenic gust at  $T_i = 95\text{ K}$ ,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2\text{ bars}$

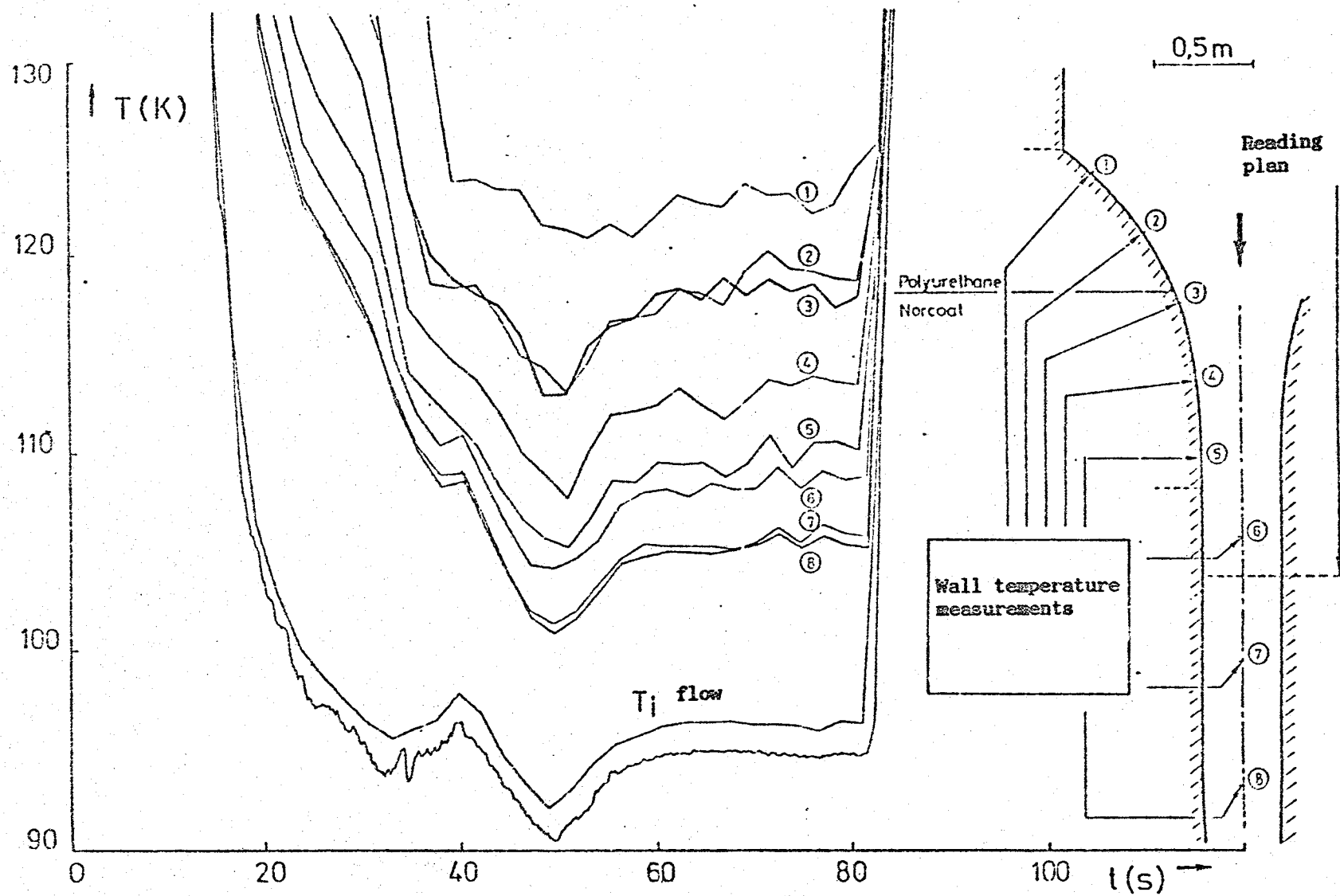


Figure 9: Wall temperature measurements along the collector and the working section during a cryogenic gust at  $T_i = 95$  K,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2$  bars

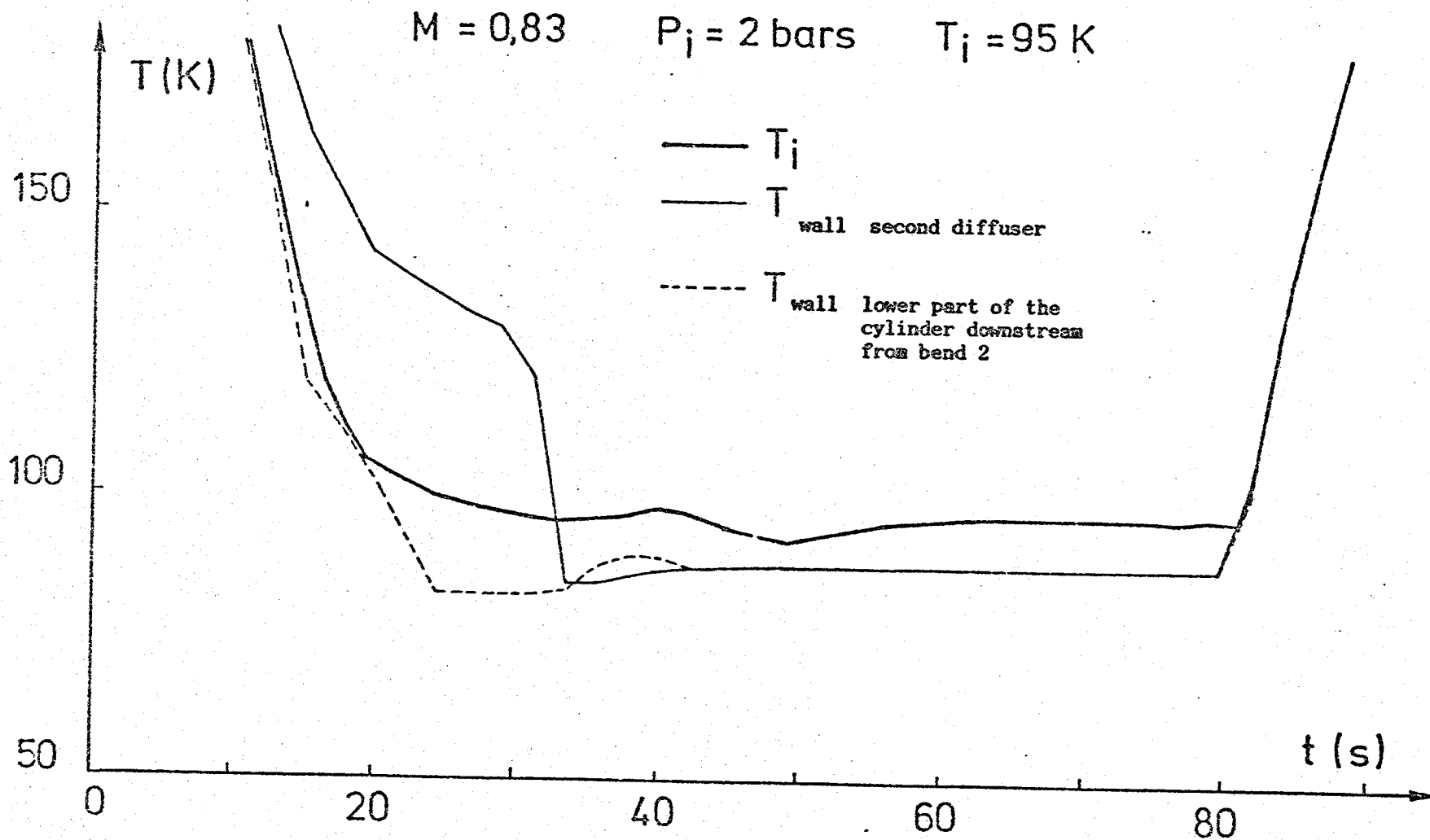


Figure 10: Change in wall temperatures, measured in the system downstream of the liquid nitrogen injection, during a cryogenic gust at  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$



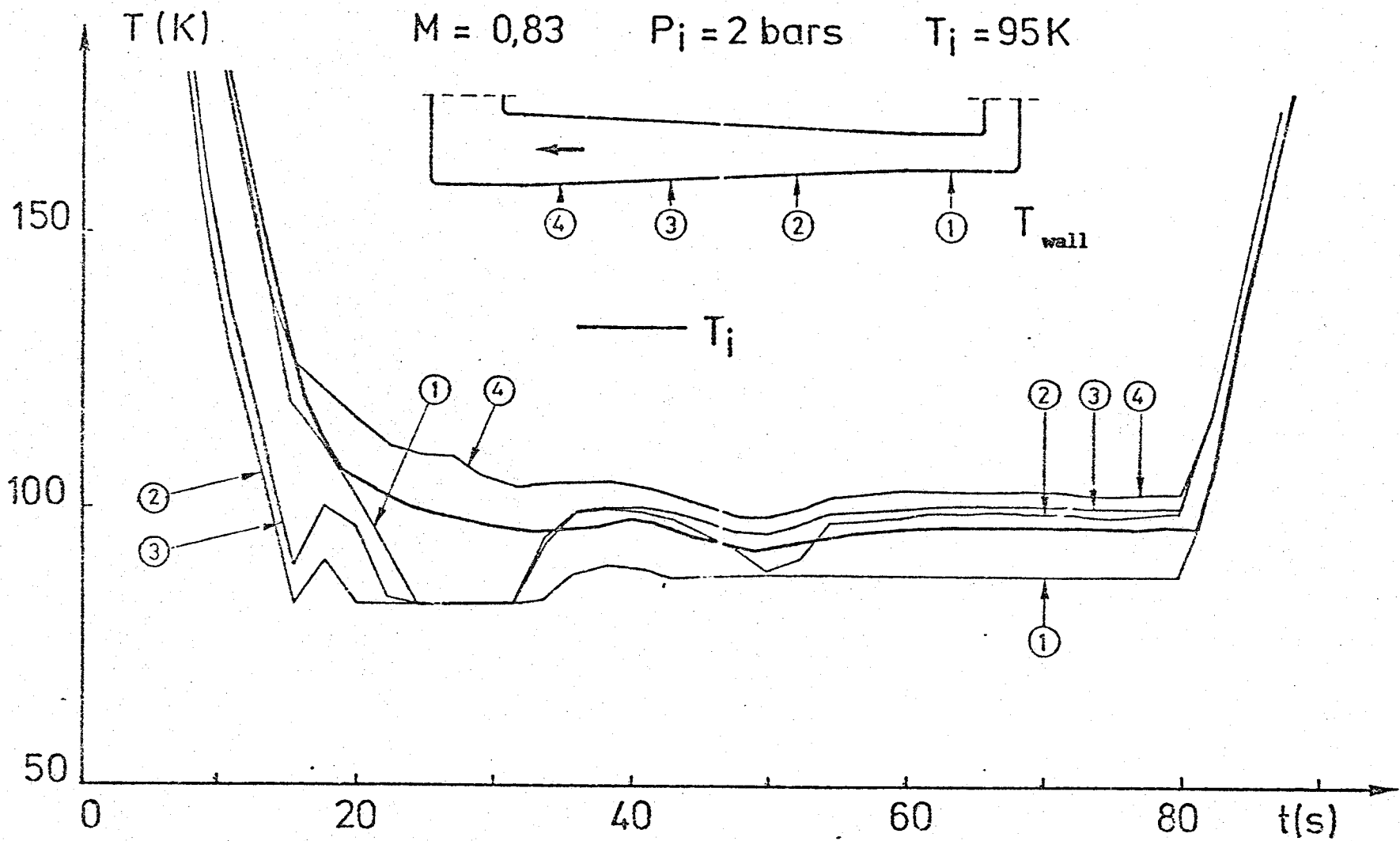


Figure 11: Change in wall temperatures, measured along the lower part of the system, during a cryogenic gust at  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$

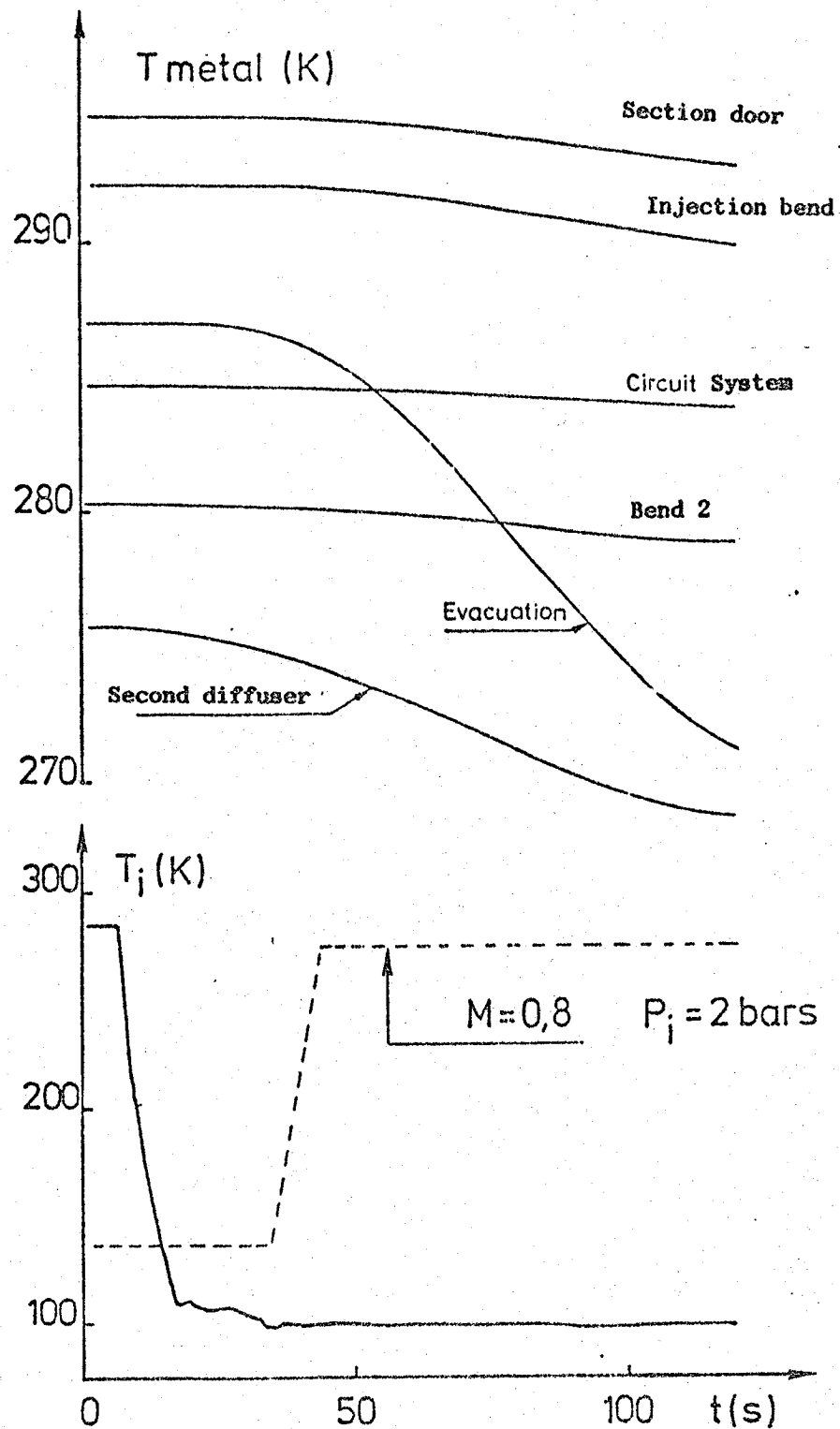


Figure 12: Change in temperature of various parts of the metallic lining of the T2 wind tunnel during a cryogenic gust at  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$

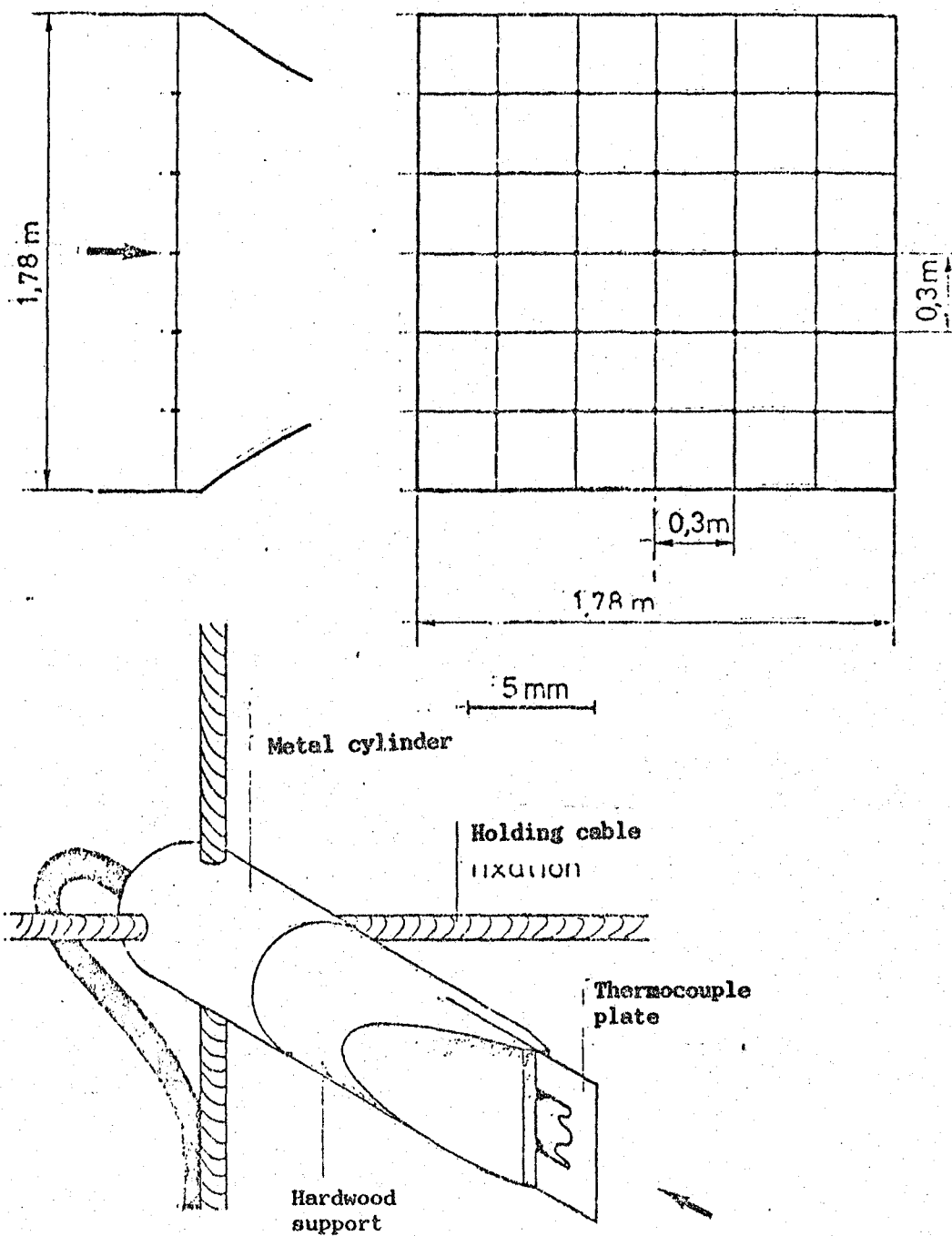


Figure 13: Grid of 25 thermocouples in the downstream part of the settling chamber

ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

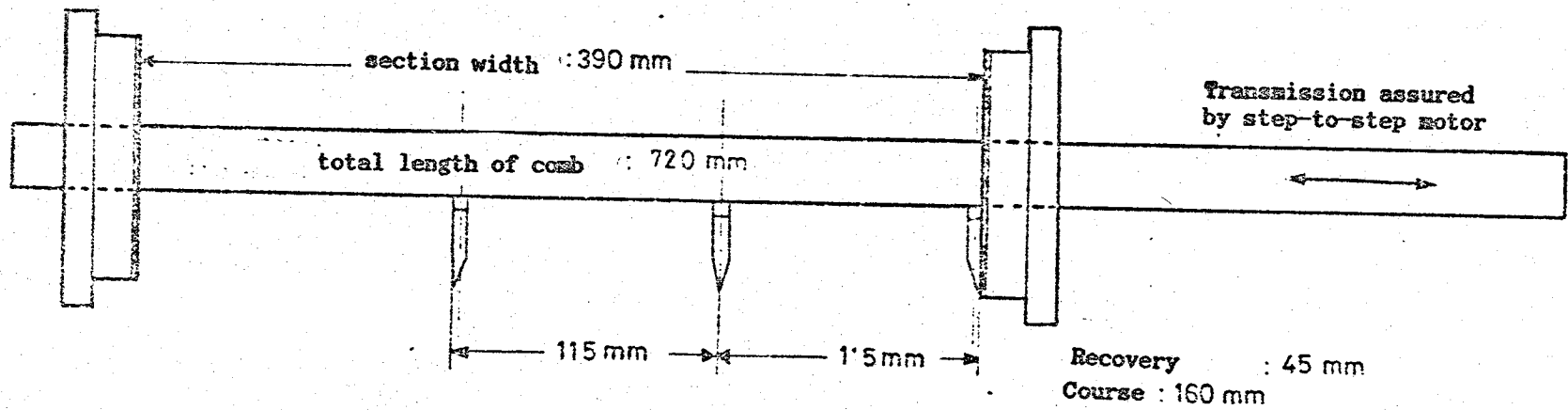
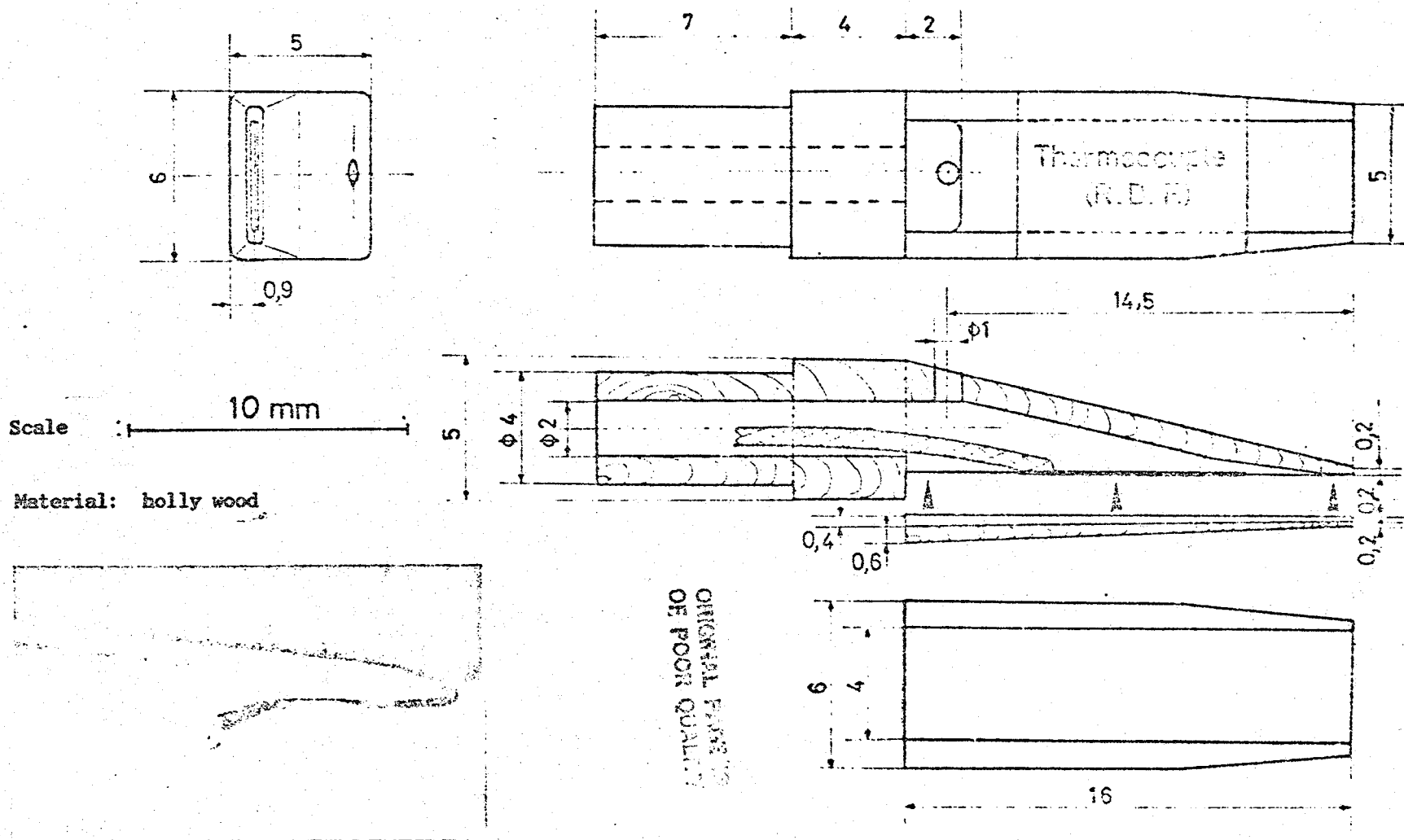


Figure 14: Mobile temperature and pressure probing rake in the working section



ORIGINAL PHOTO  
OF POOR QUALITY

Figure 15: Stagnation temperature reading

ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

$$M = 0,8$$

$$P_i = 2 \text{ bars}$$

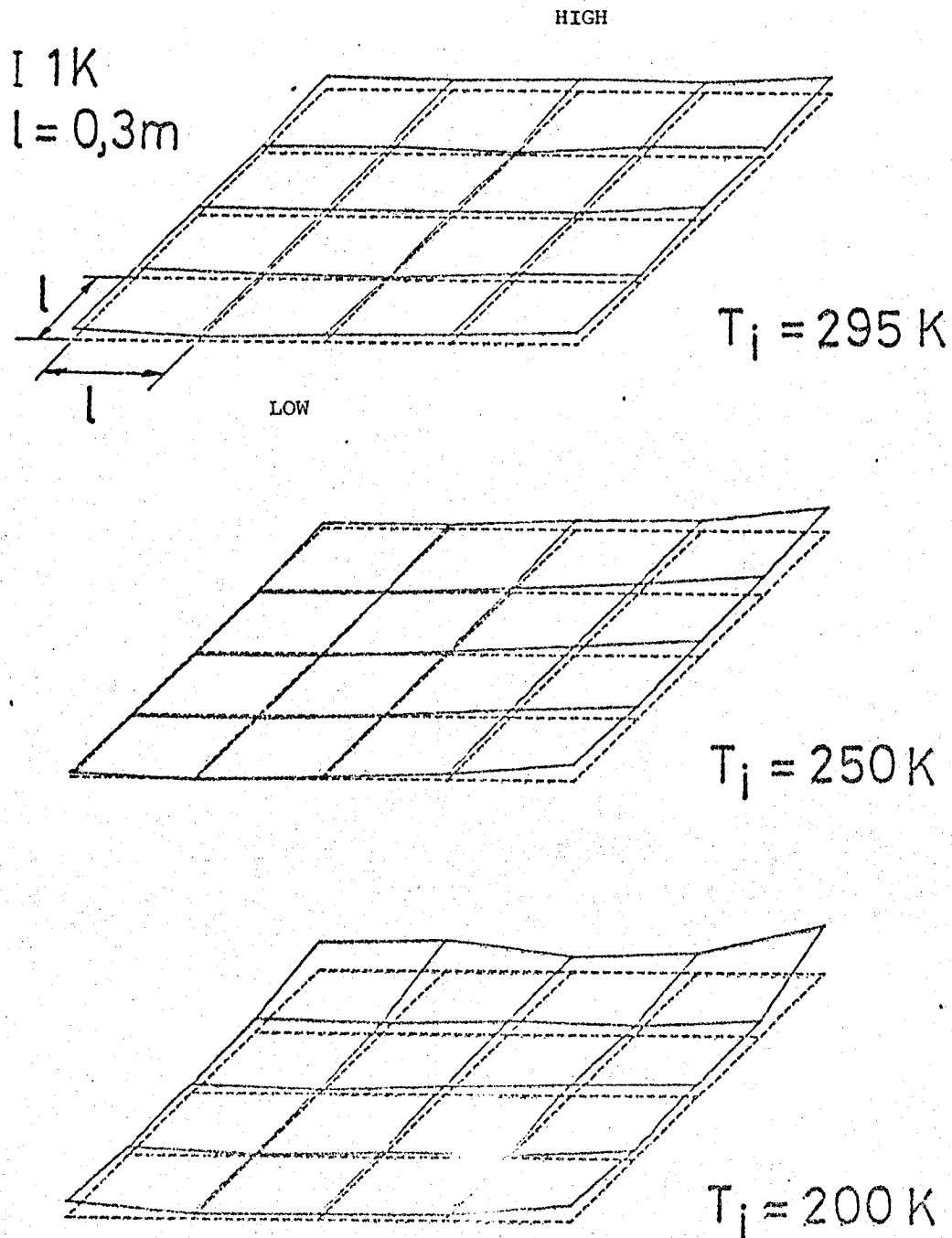


Figure 16 - Temperature distributions in the settling chamber during the stabilized phase at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2 \text{ bars}$ , as a function of the nominal temperature of the cryogenic test

$M = 0,8$

$P_i = 2 \text{ bars}$

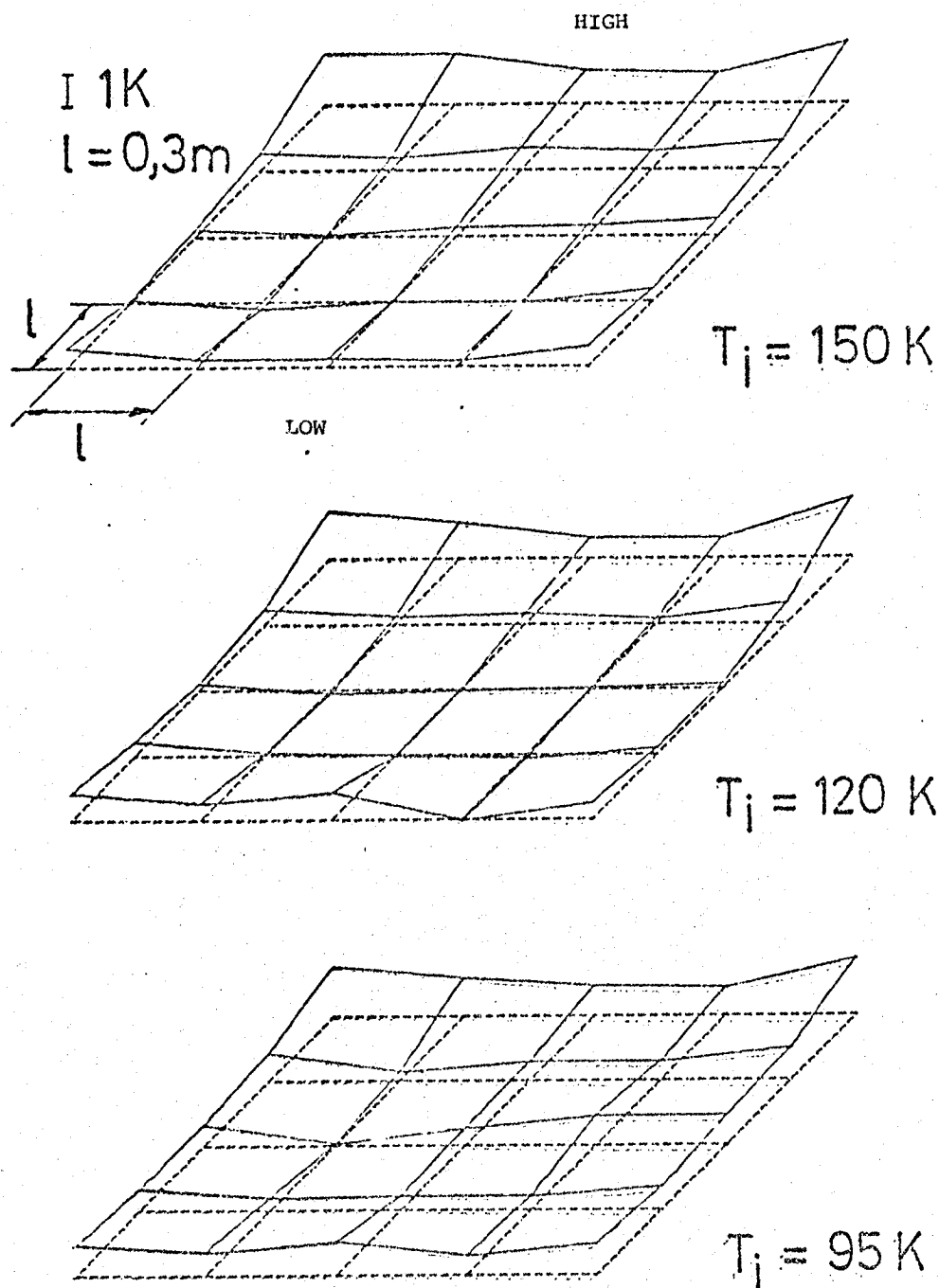


Figure 17 - Temperature distributions in the settling chamber during the stabilized phase at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2 \text{ bars}$ , as a function of the nominal temperature of the cryogenic test

$M = 0,55$

$P_i = 2 \text{ bars}$

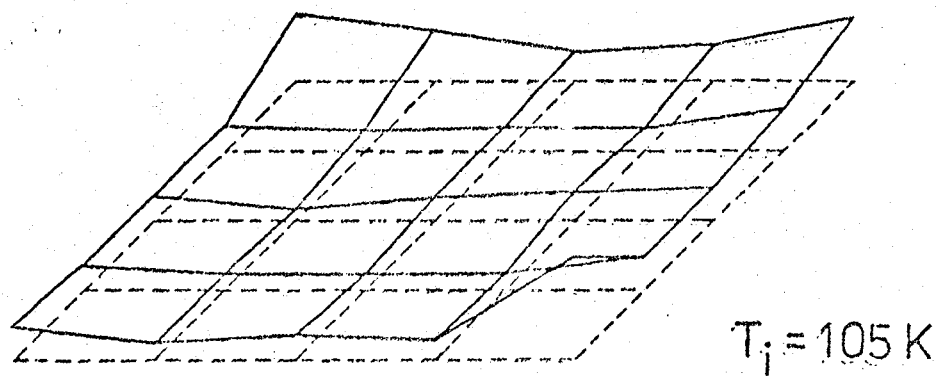
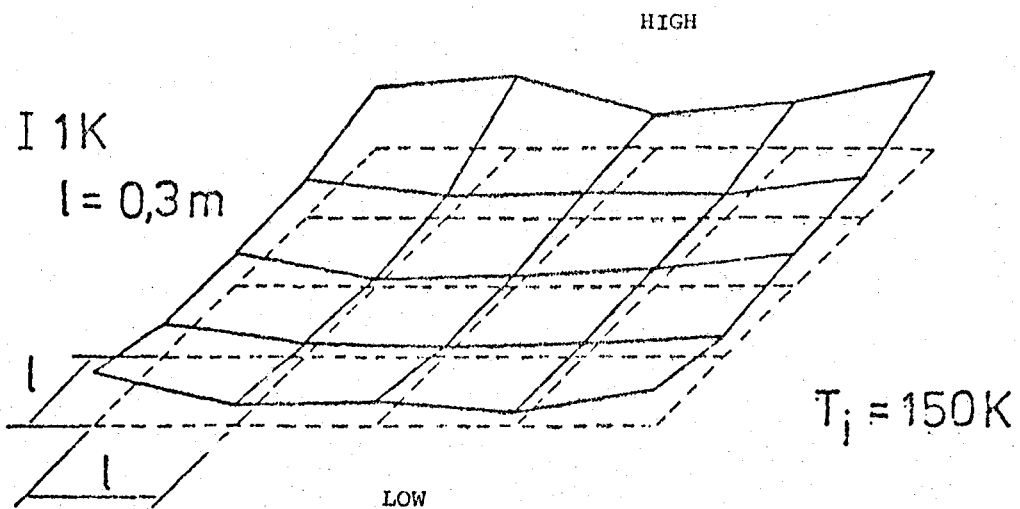


Figure 18: Temperature distributions in the settling chamber during the stabilized phase at  $M = 0.55$  and  $P_i = 2 \text{ bars}$ , as a function of the nominal temperature of the cryogenic test



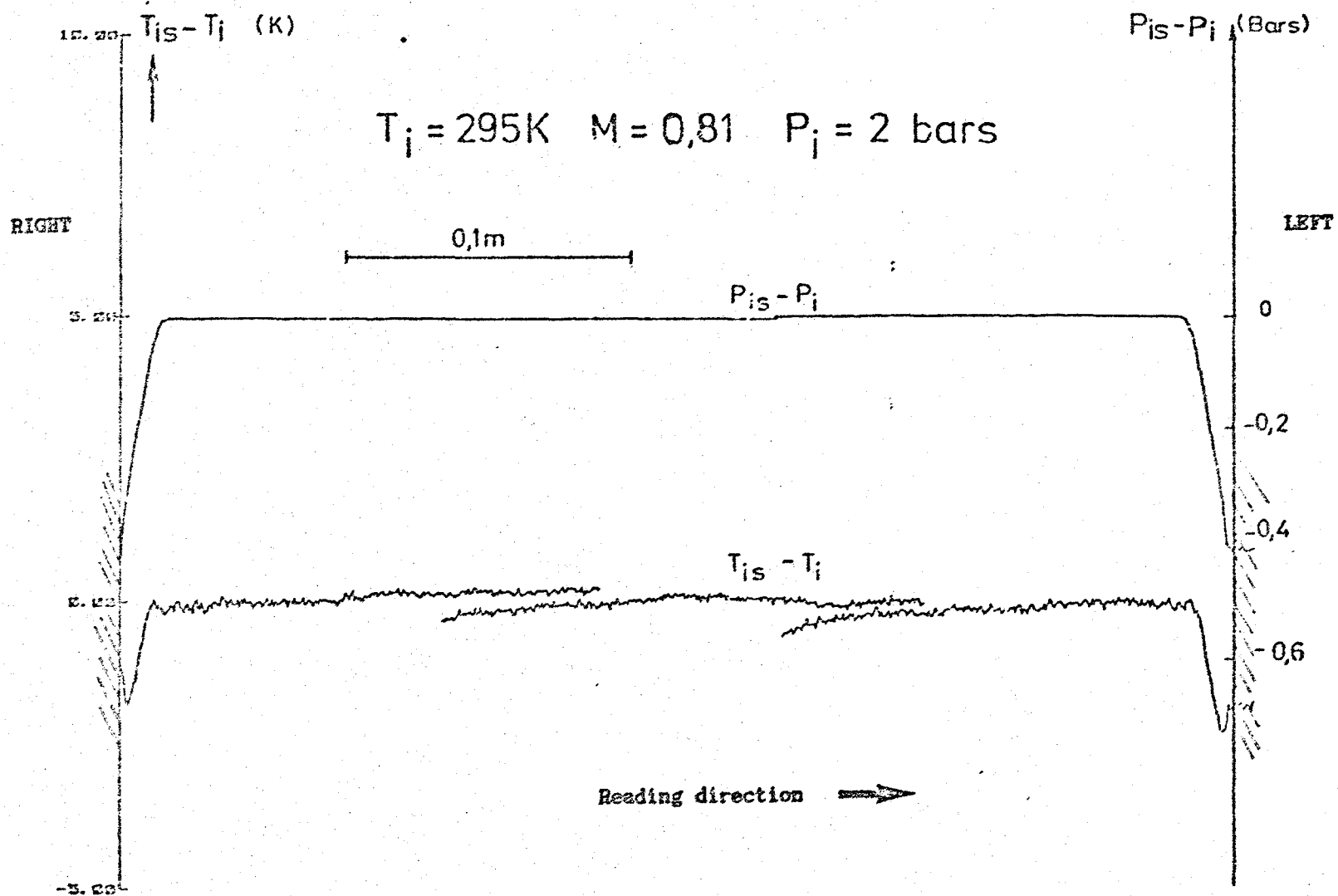


Figure 19: Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at room temperature,  $M = 0.81$  and  $P_i = 2 \text{ bars}$

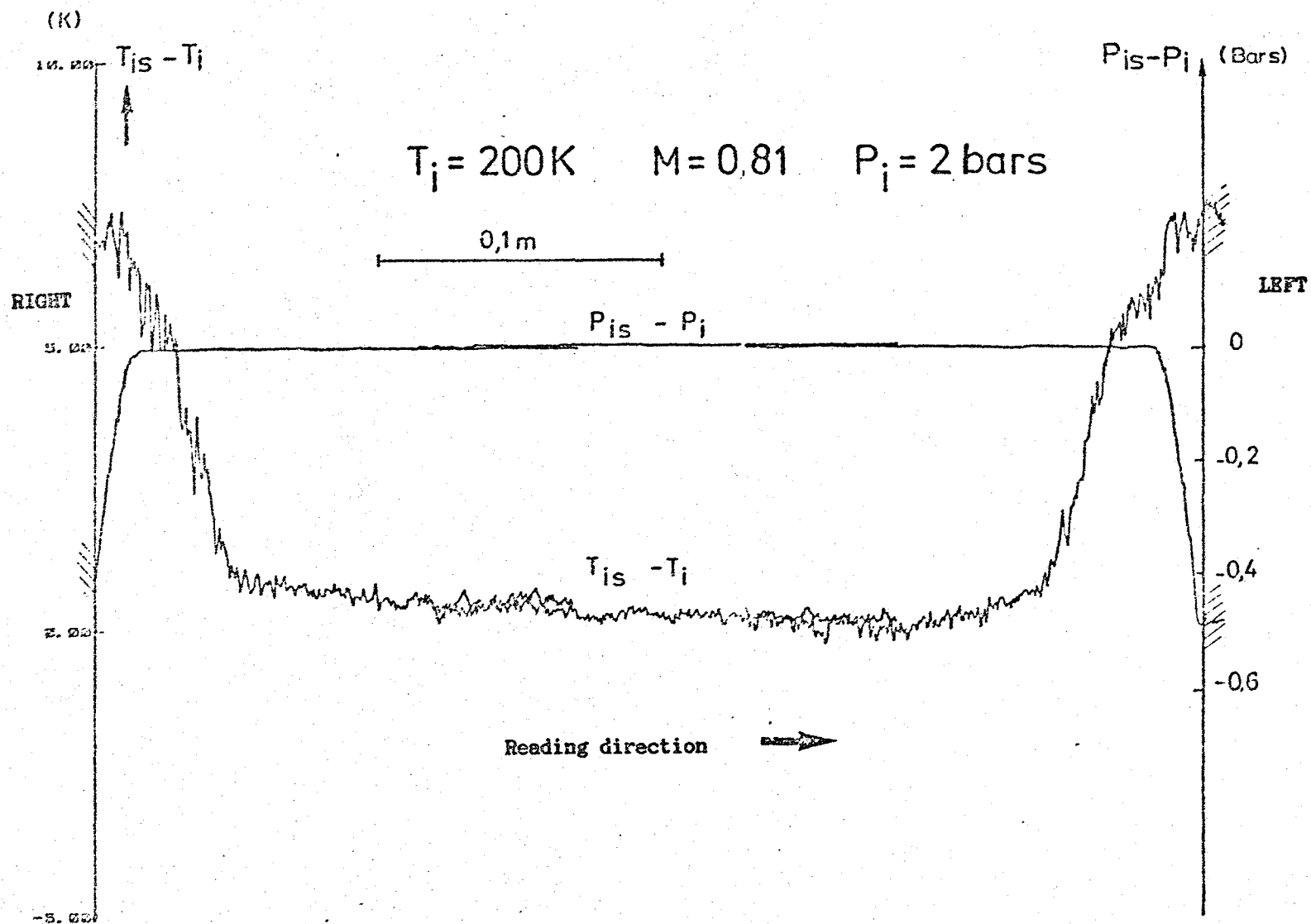


Figure 20: Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 200\text{ K}$ ,  $M = 0.81$ , and  $P_i = 2\text{ bars}$

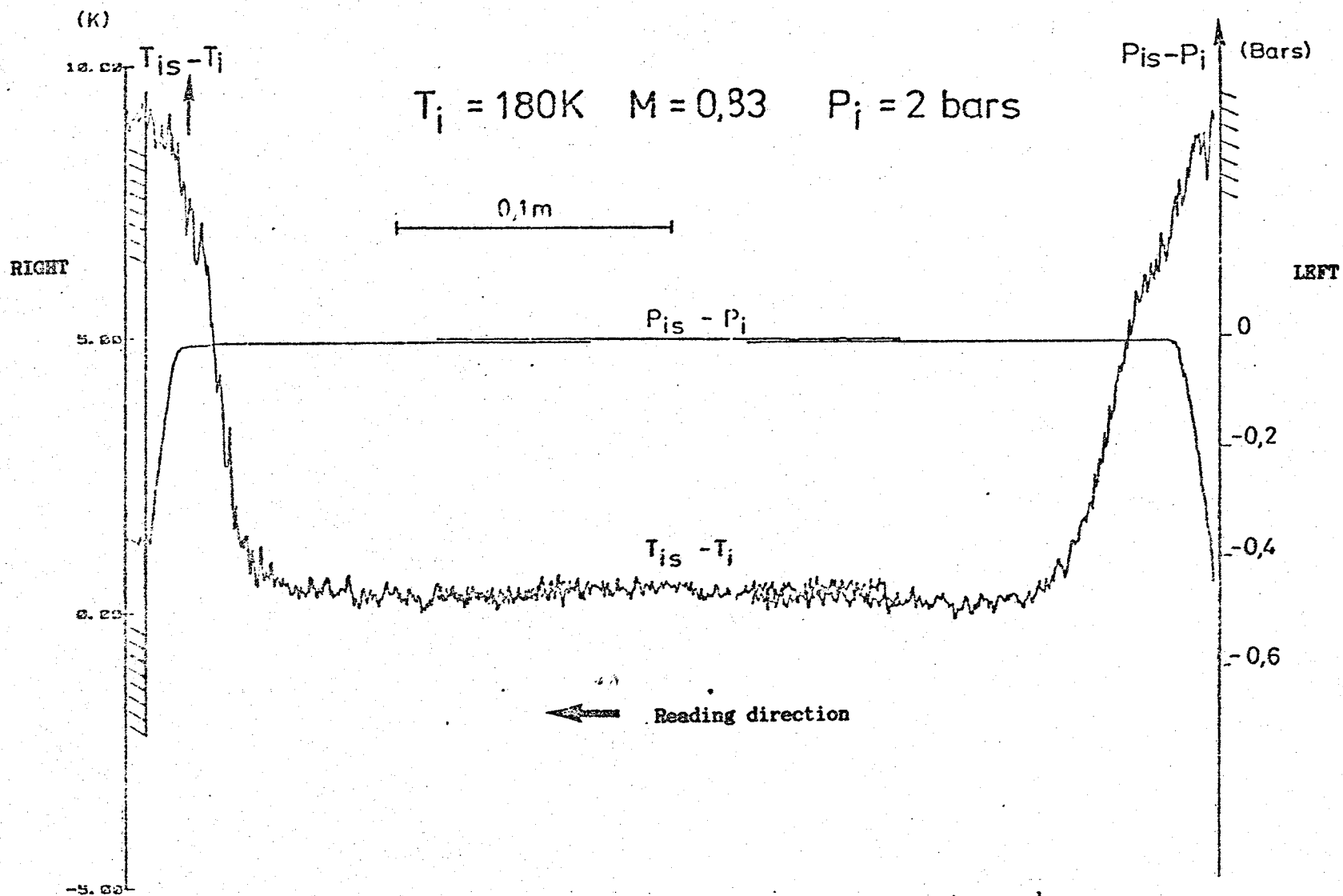


Figure 21: Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 180\text{ K}$ ,  $M = 0.83$ , and  $P_i = 2\text{ bars}$

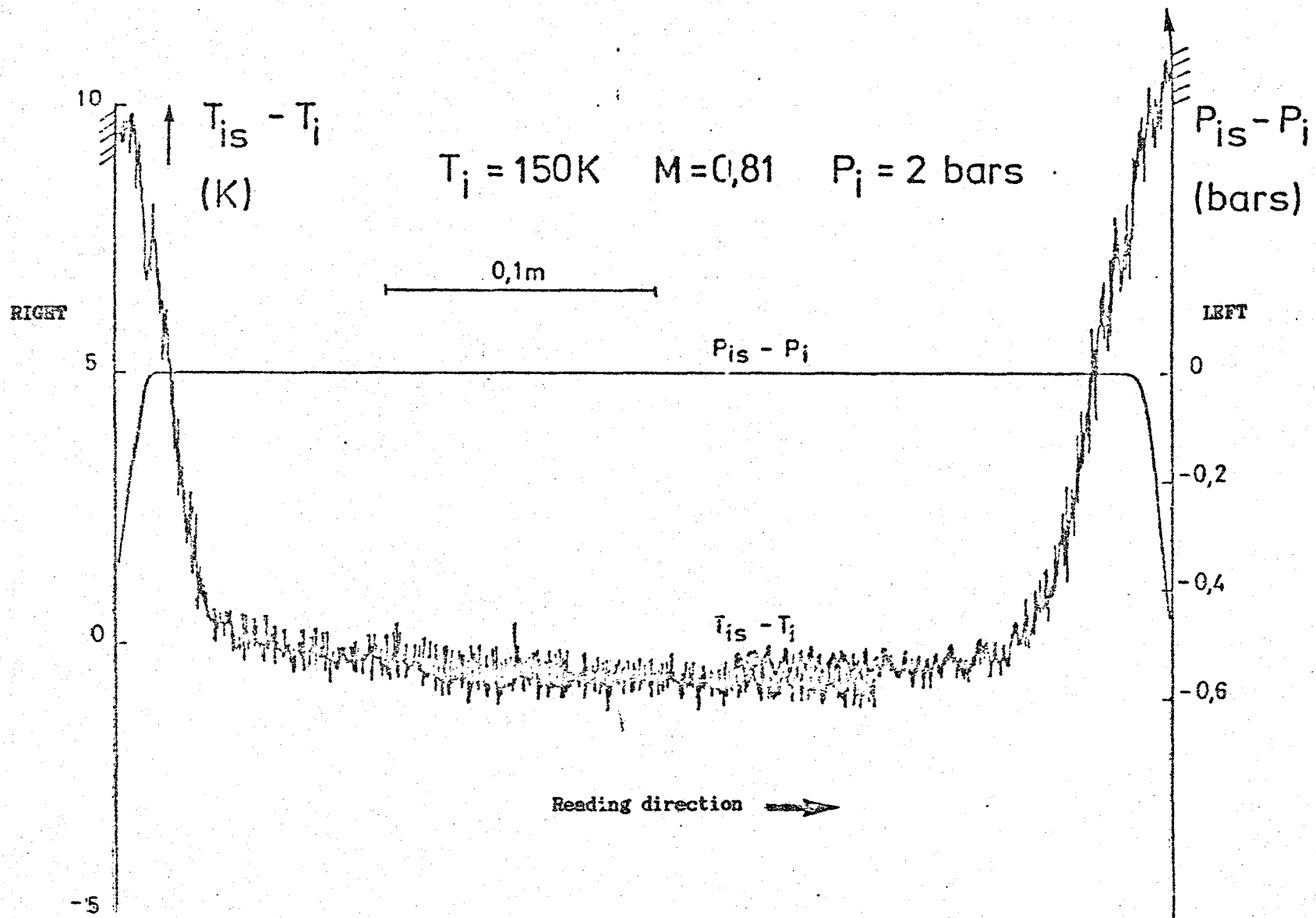


Figure 22 - Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 150\text{ K}$ ,  $M = 0.8$ , and  $P_i = 2\text{ bars}$

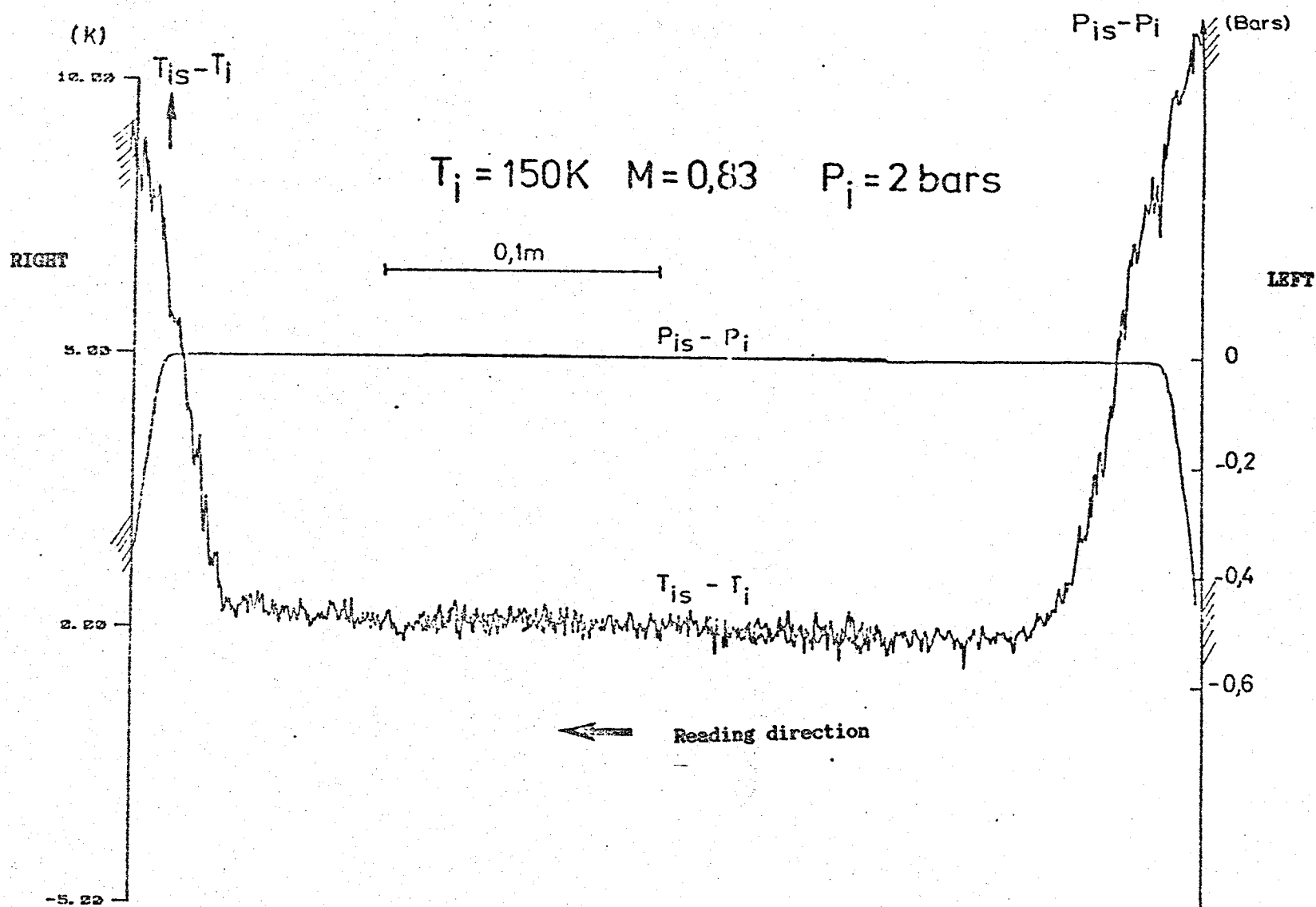


Figure 23 Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M = 0.8$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$

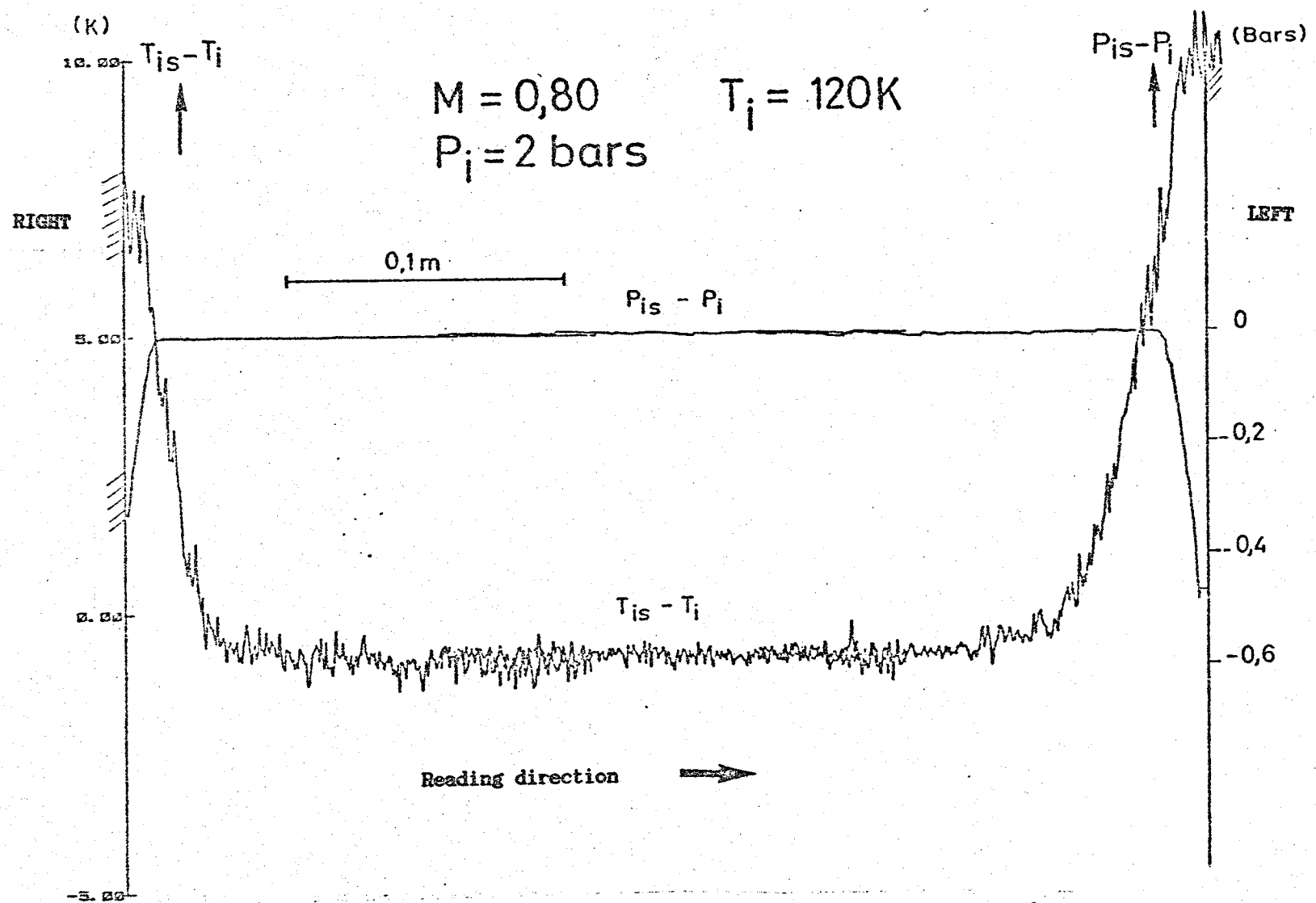


Figure 24: Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 120 \text{ K}$ ,  $M = 0.8$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$

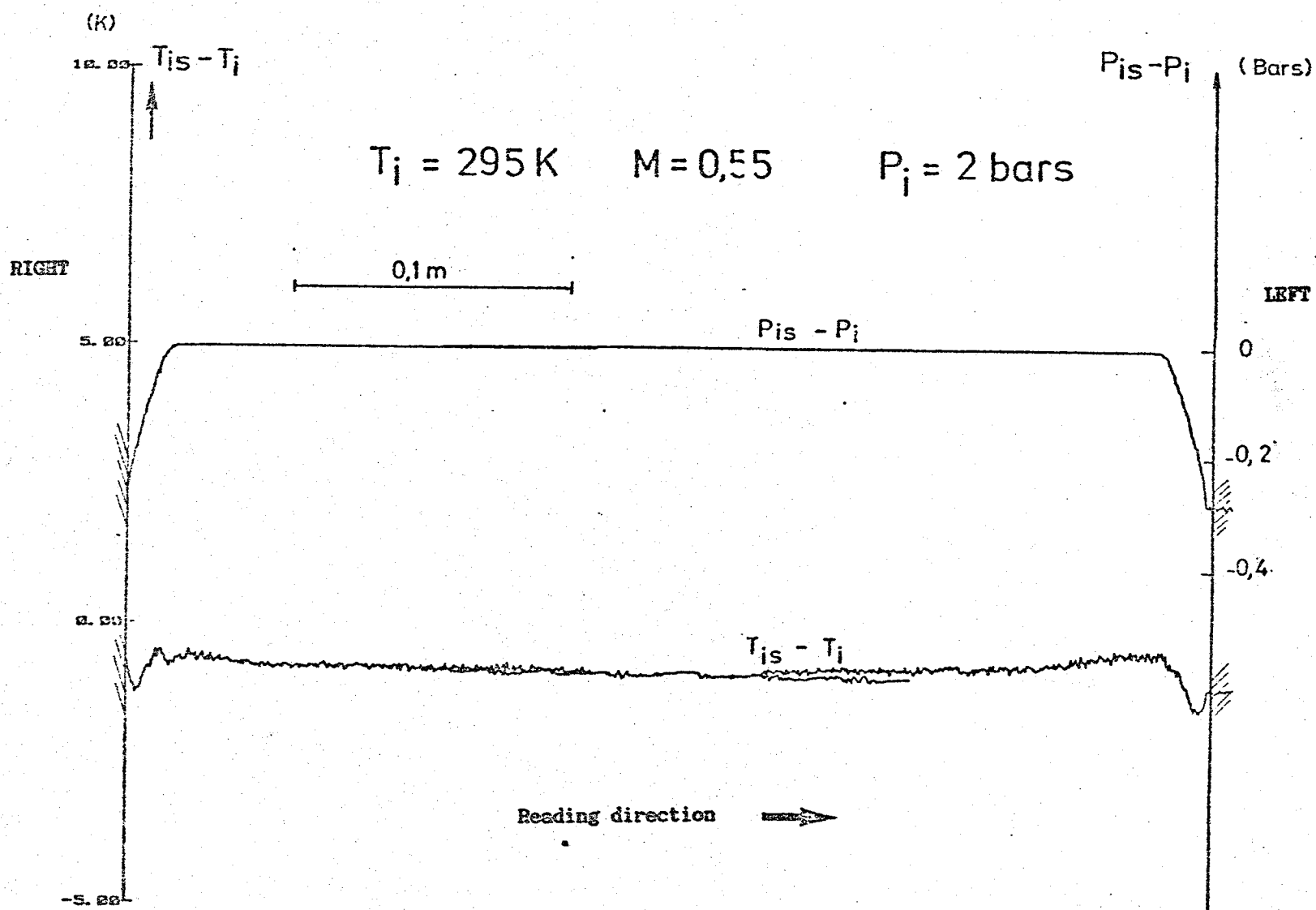


Figure 25: Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $r_o$  temperature,  $M = 0.55$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$

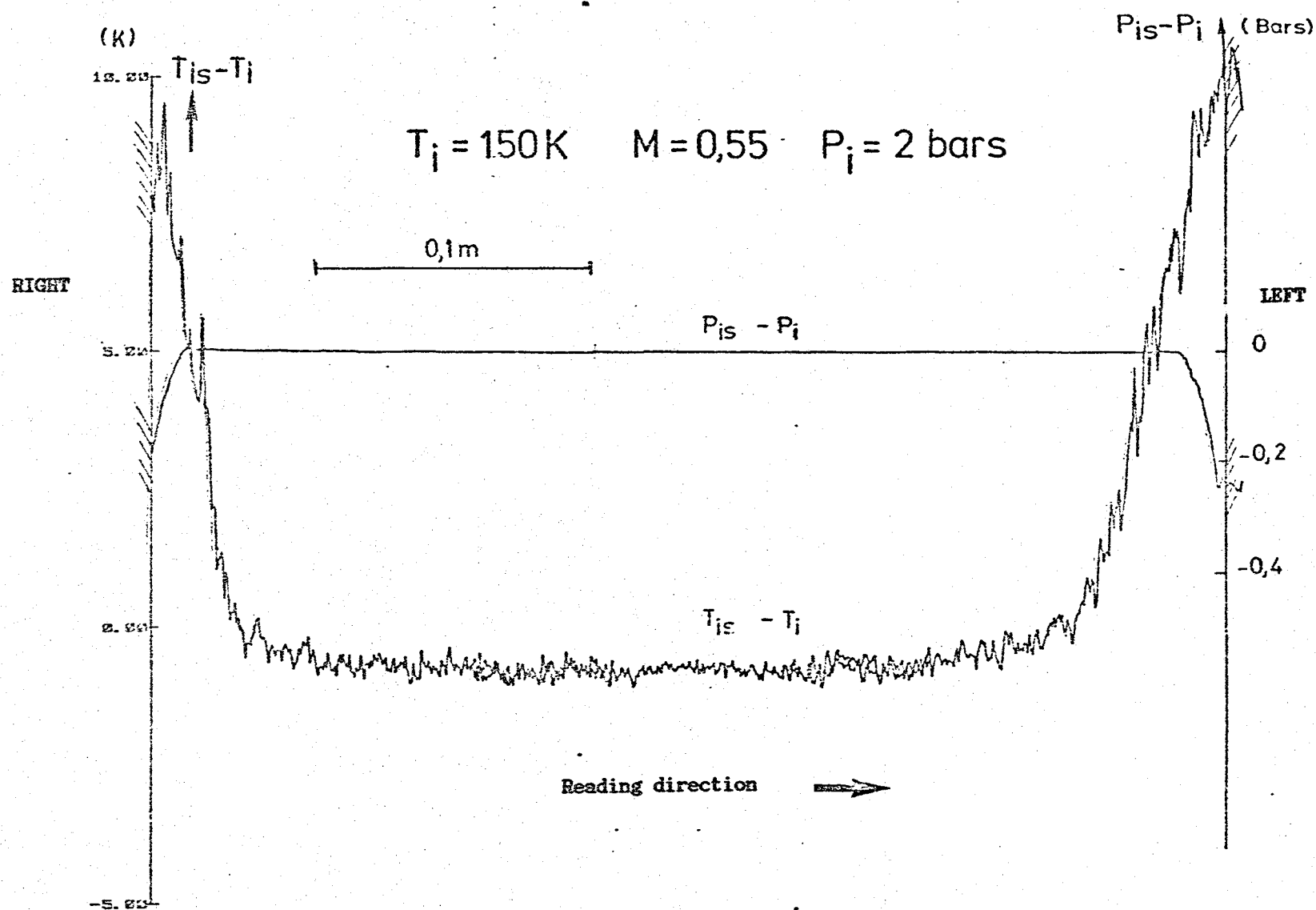


Figure 26: Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 150 K$ ,  $M = 0.55$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$



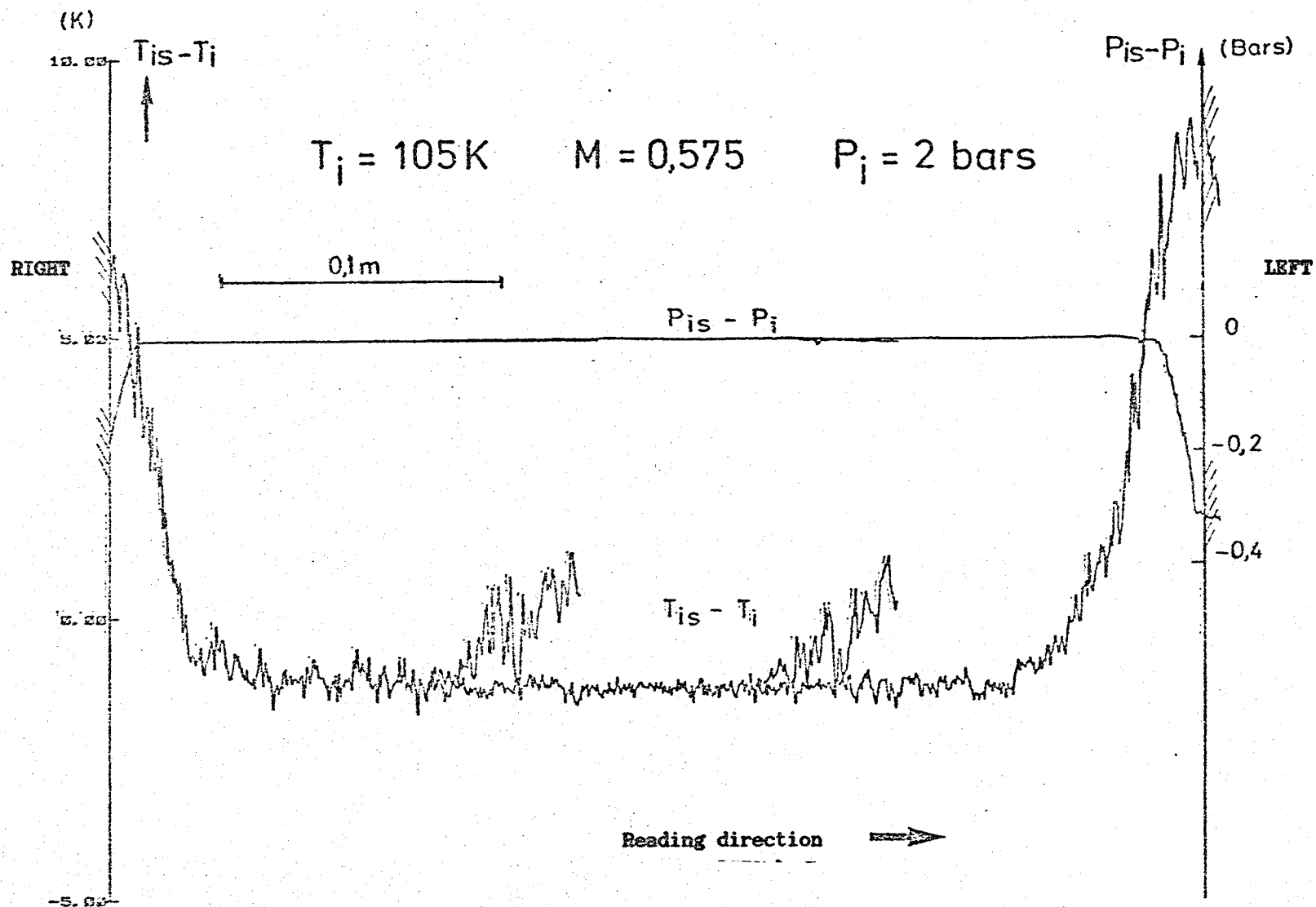


Figure 27: Transverse probing of working section stagnation temperature and pressure at  $T_i = 105\text{ K}$ ,  $M = 0.57$ , and  $P_i = 2\text{ bars}$

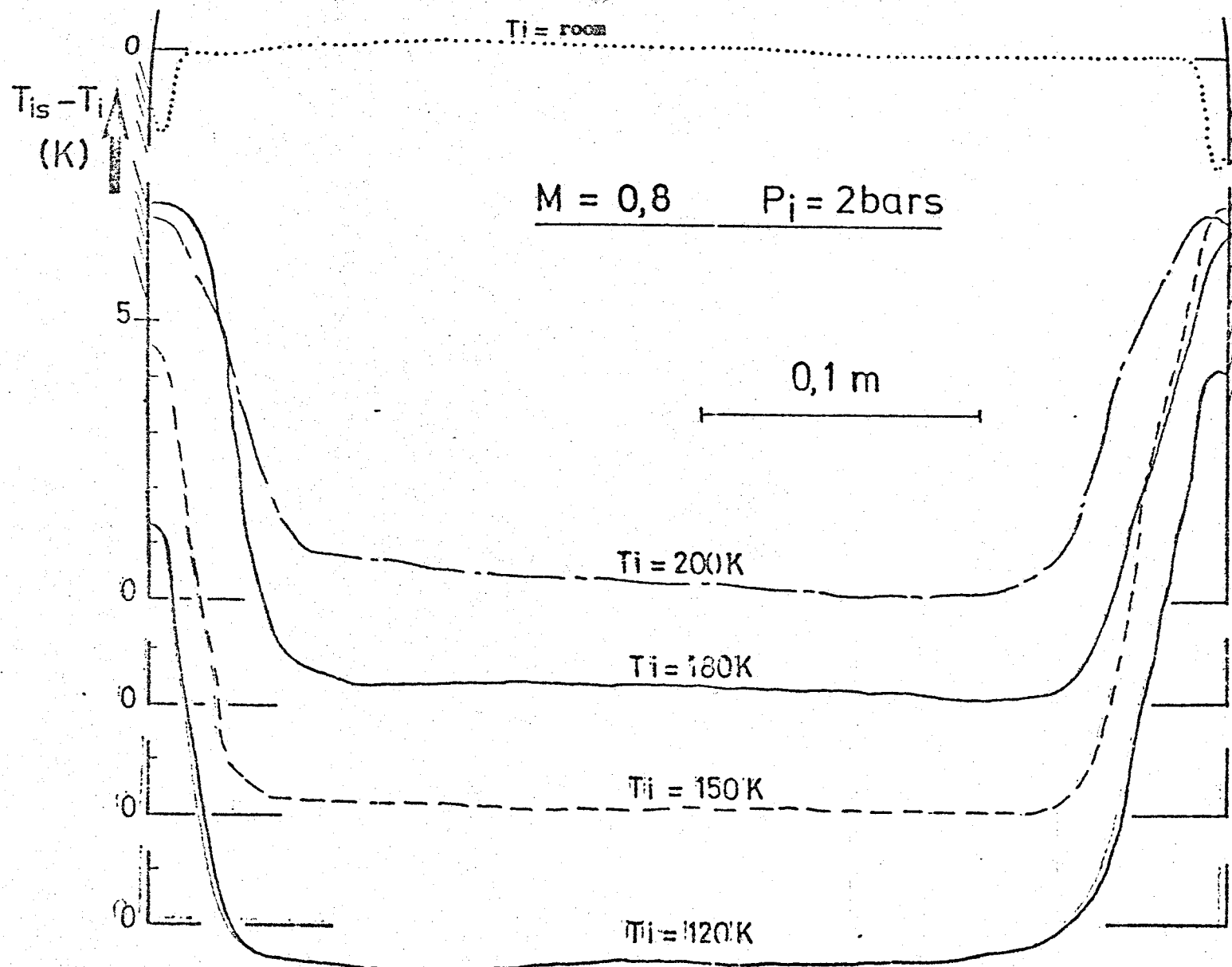
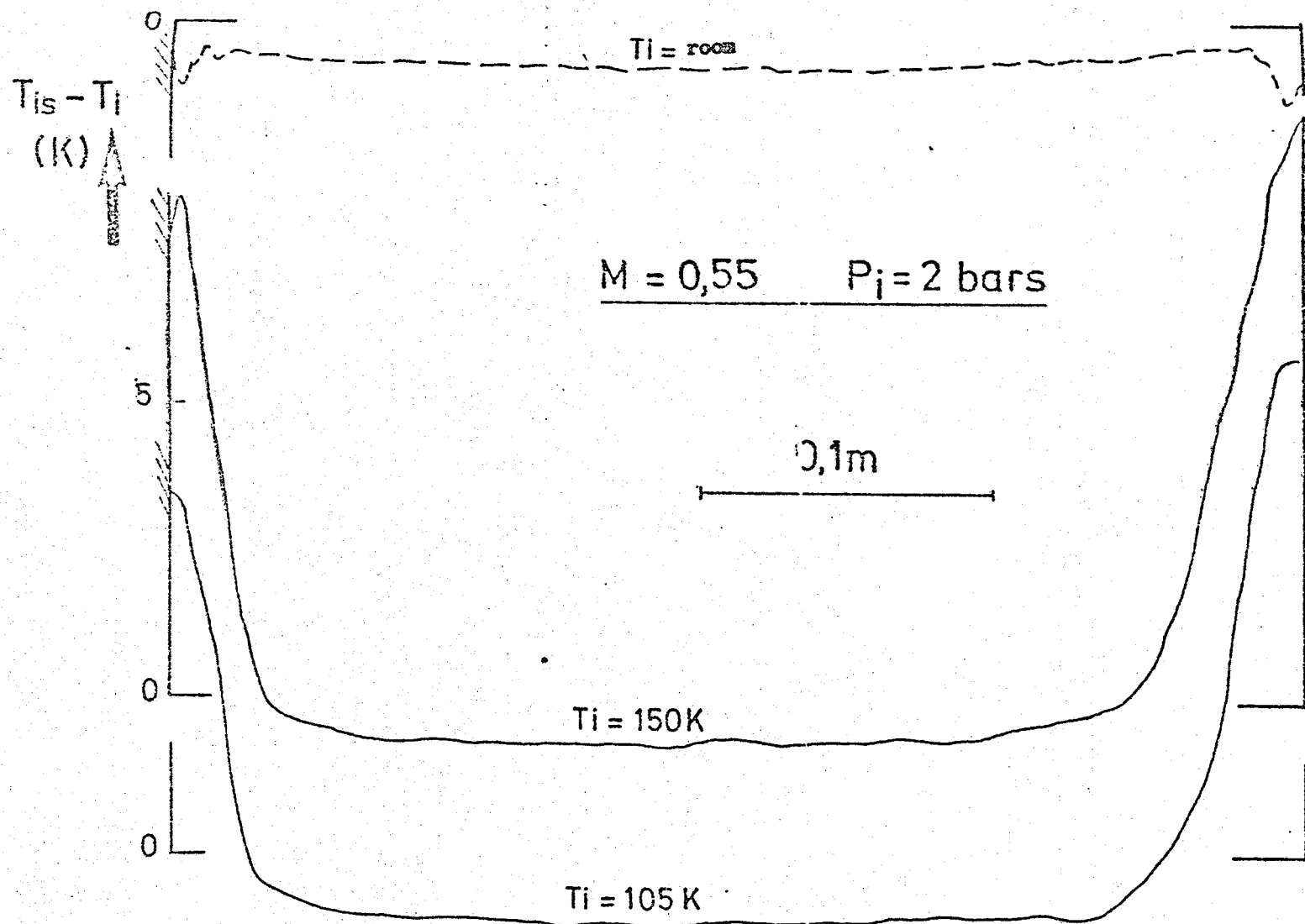


Figure 28: Regrouping of transverse temperature distributions in the working section at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2 \text{ bars}$ , for various generating temperatures



ORIGINAL PART OF  
 OF POOR QUALITY

Figure 29: Regrouping of transverse temperature distributions in the working section at  $M = 0.55$  and  $P_i = 2$  bars, for various generating temperatures

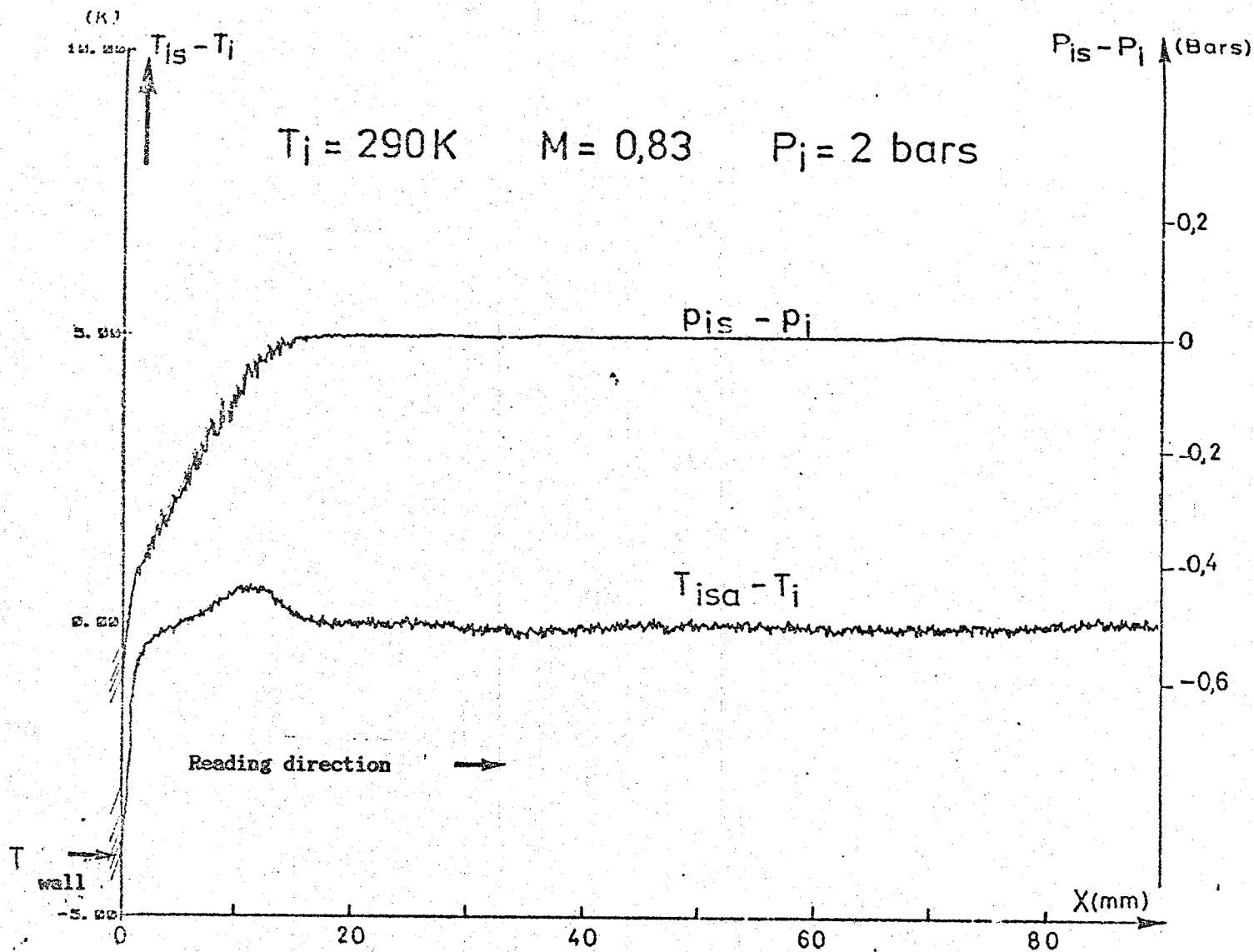


Figure 30: Transverse reading of stagnation pressure and temperature near the wall, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 290 \text{ K}$ ,  $M = 0.83$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$

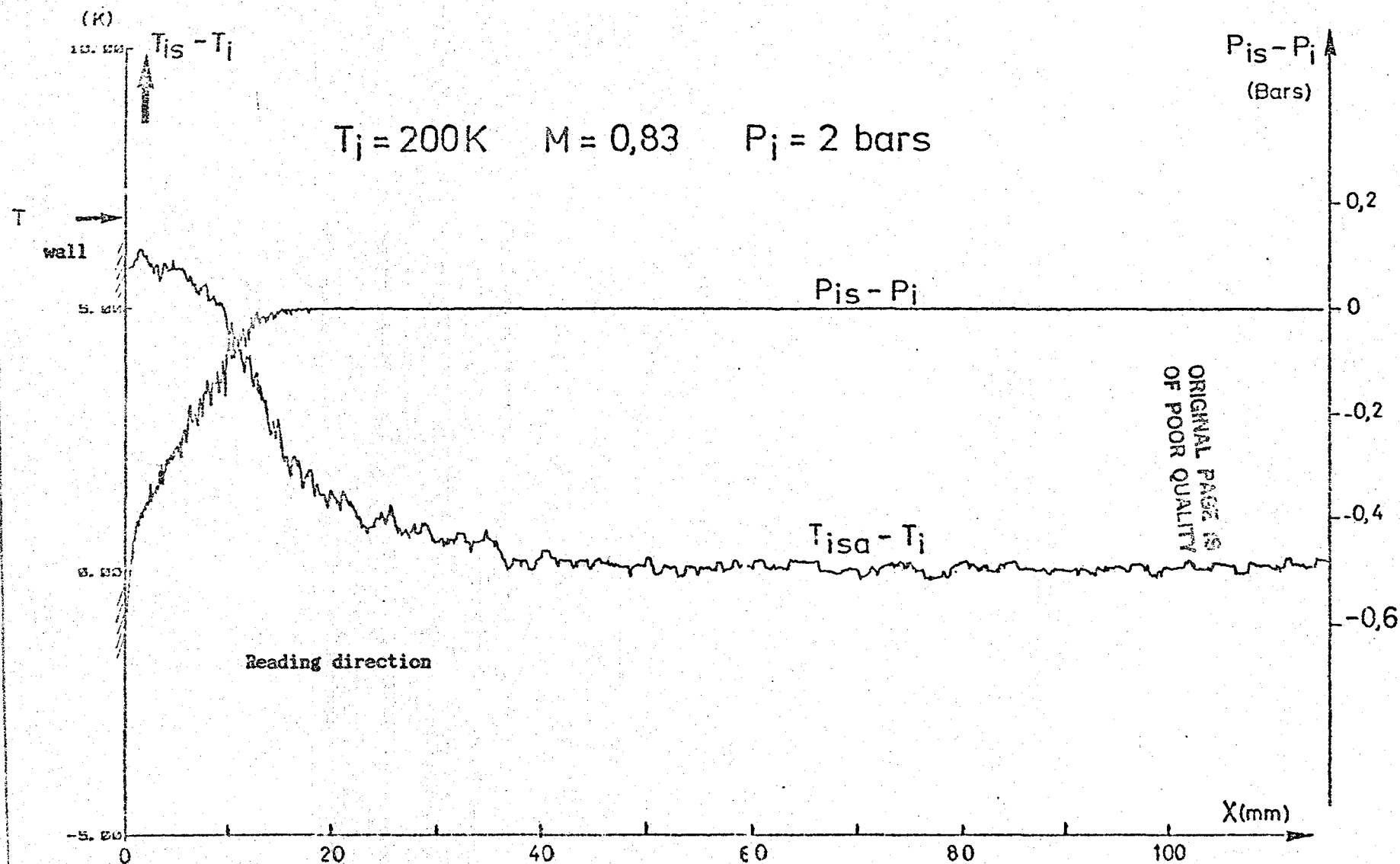
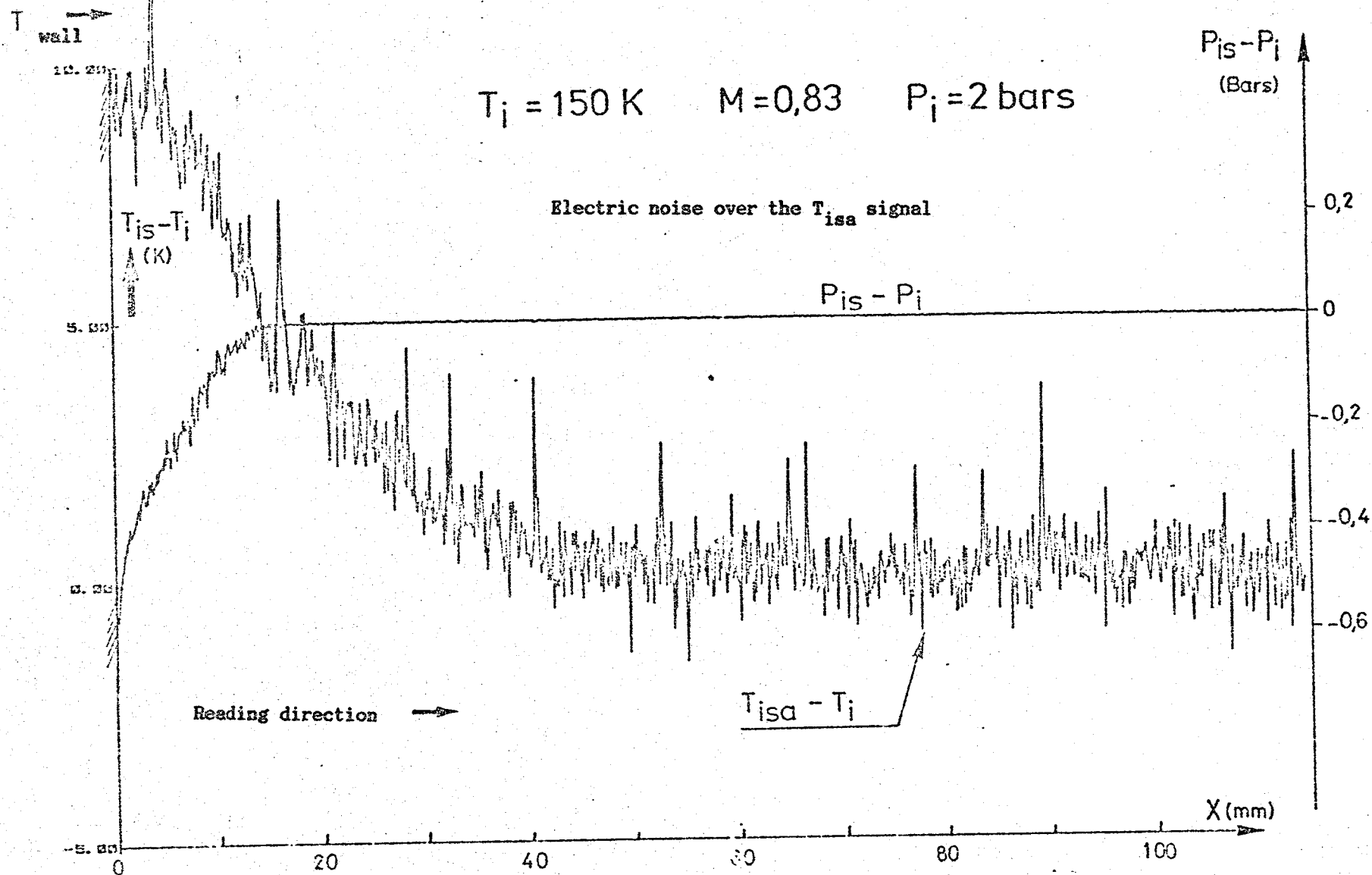
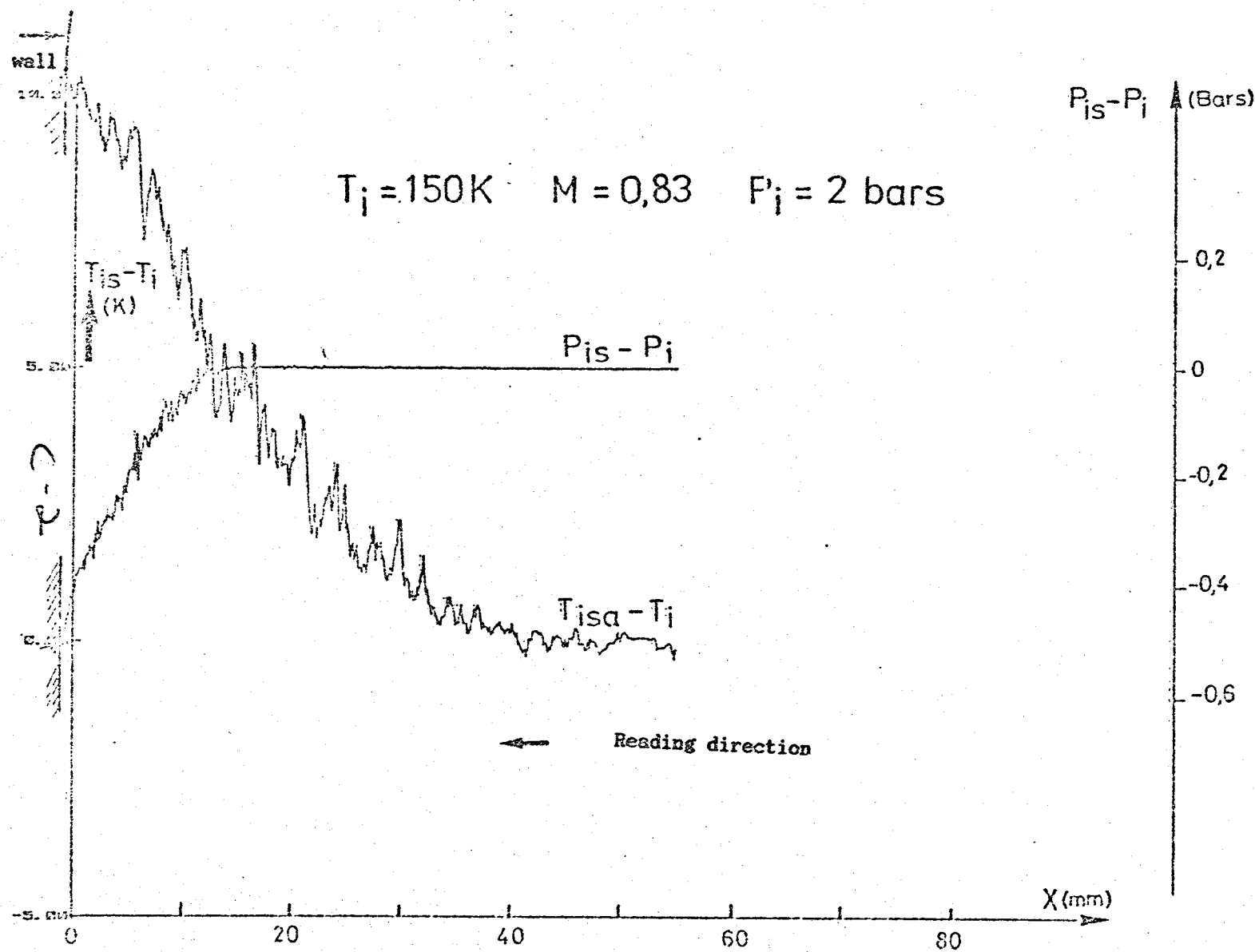


Figure 31: Transverse reading of stagnation pressure and temperature near the wall, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 200\text{ K}$ ,  $M = 0.83$ , and  $P_i = 2\text{ bars}$



Figures 32

Transverse reading of stagnation pressure and temperature near the wall, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$



Figures 33: Transverse reading of stagnation pressure and temperature near the wall, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M = 0.83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$

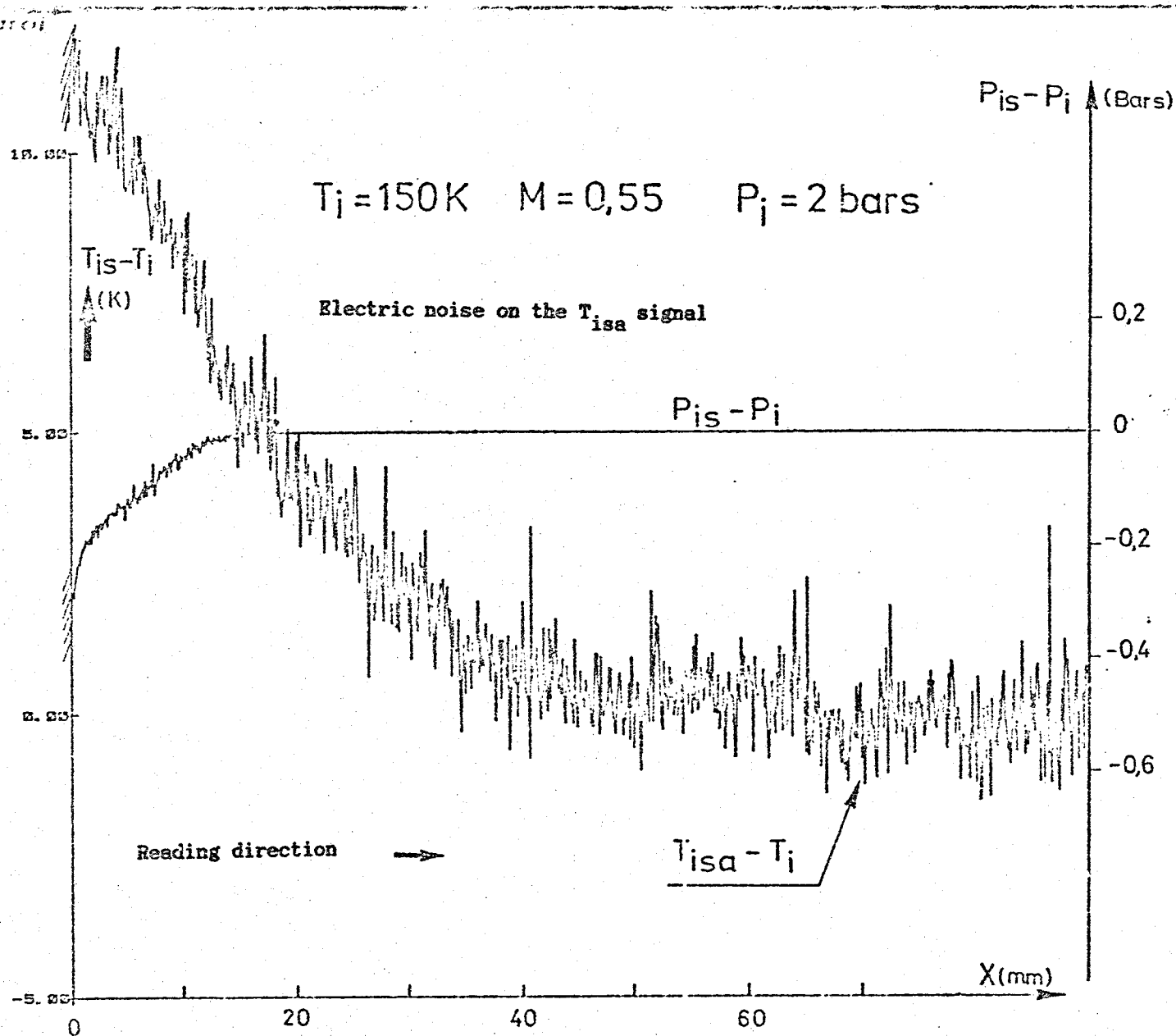


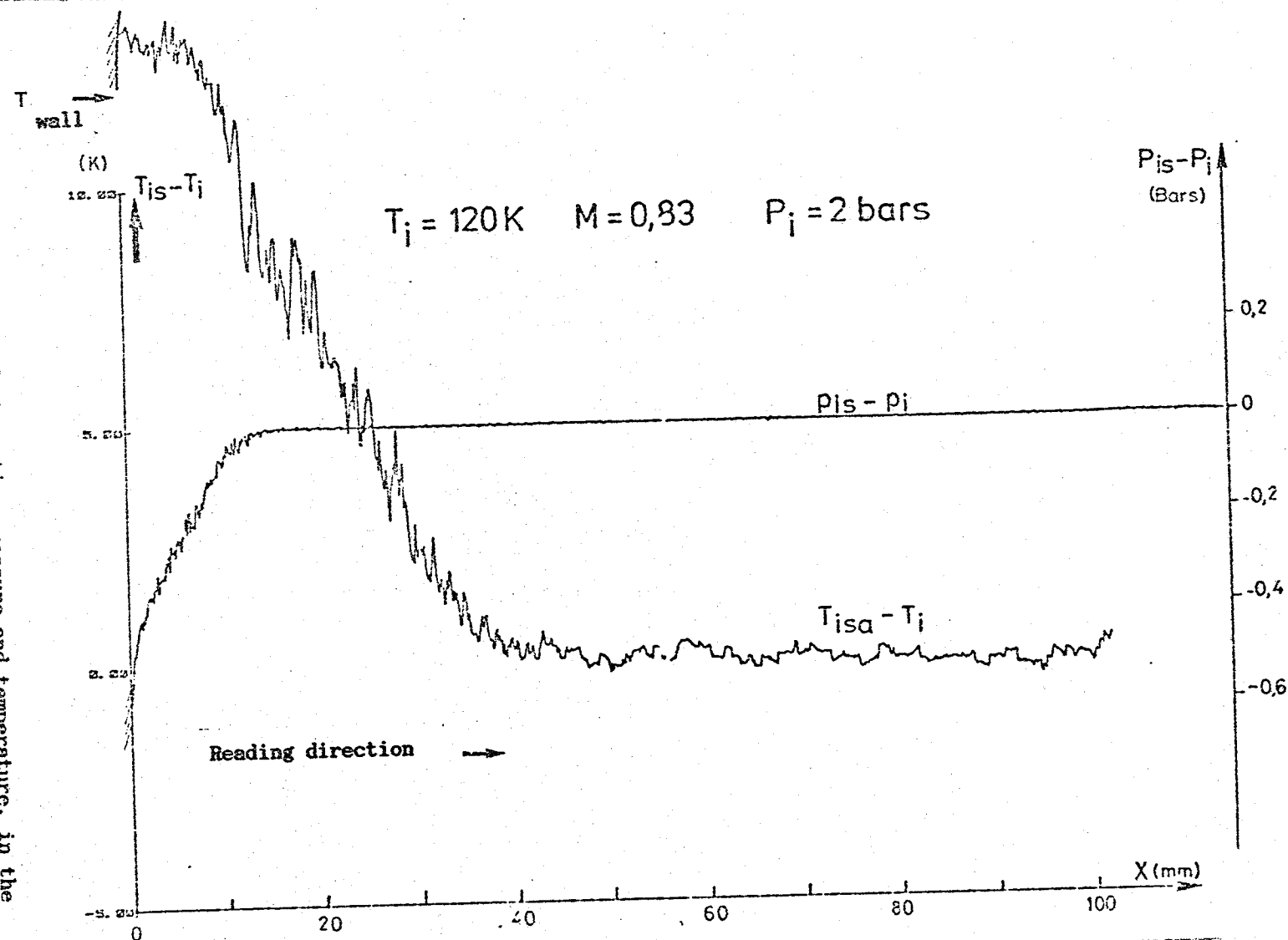
Figure 34: Transverse reading of stagnation pressure and temperature, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M = 0.55$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$

ORIGINAL PAGE IS  
 OF POOR QUALITY



Figure 35:

Transverse reading of stagnation pressure and temperature, in the upstream part of the working section, during a test at  $T_i = 120$  K,  $M = 0.83$ , and  $P_i = 2$  bars



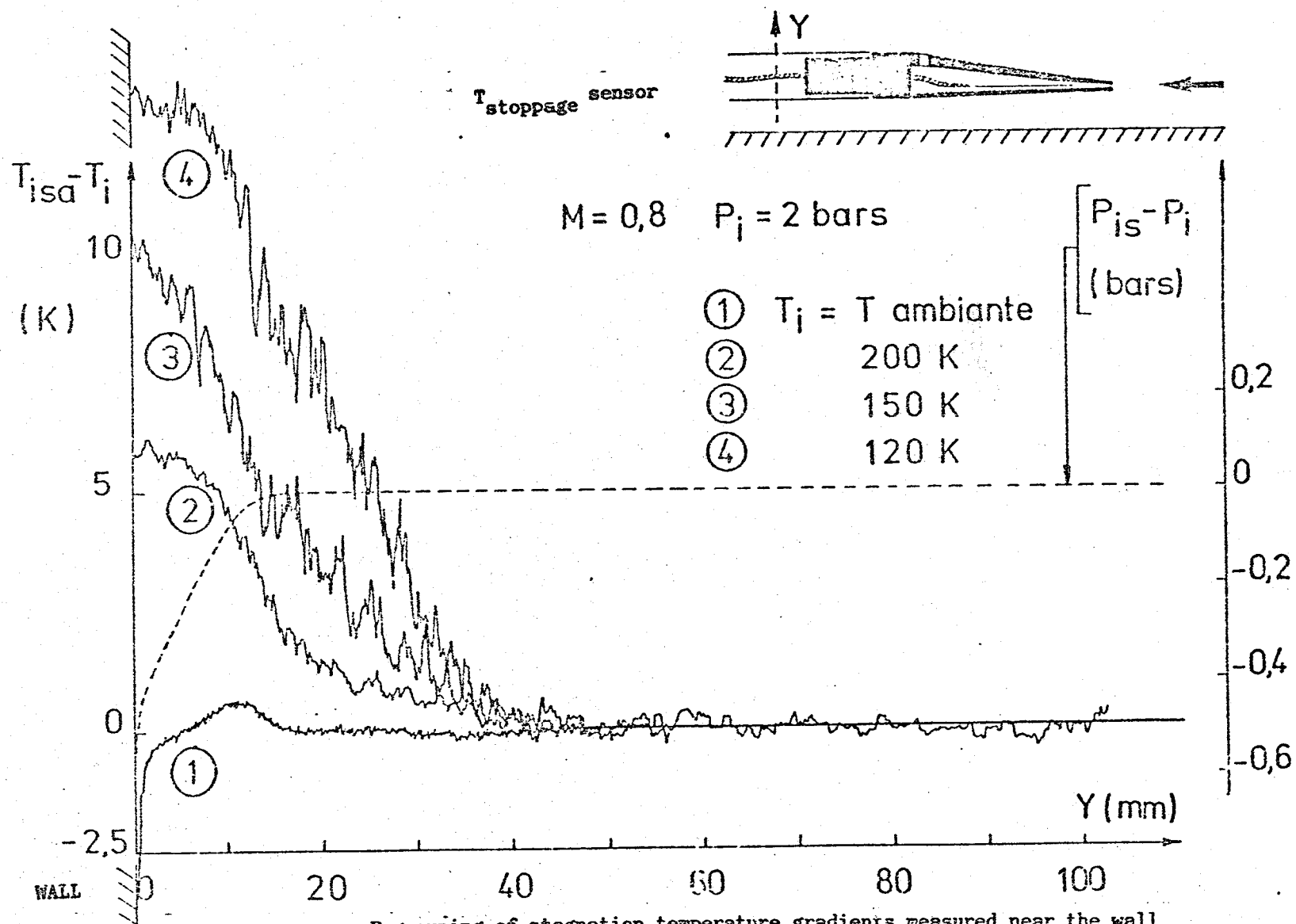


Figure 36: Regrouping of stagnation temperature gradients measured near the wall as a function of the test temperature at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2$  bars

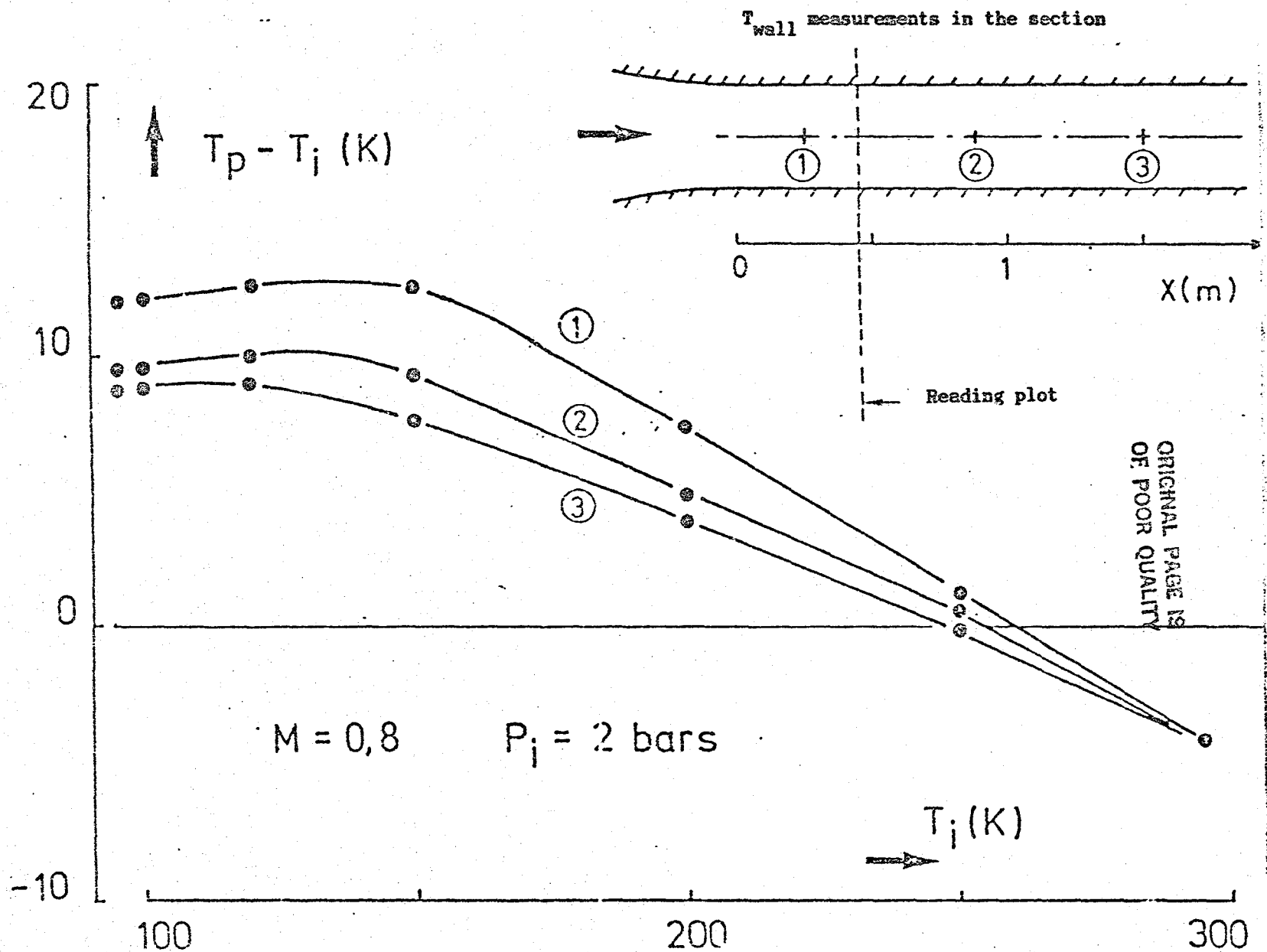


Figure 37: Change in wall temperature distribution measured along the section as a function of the test temperature at  $M = 0.8$  and  $P_i = 2$  bars

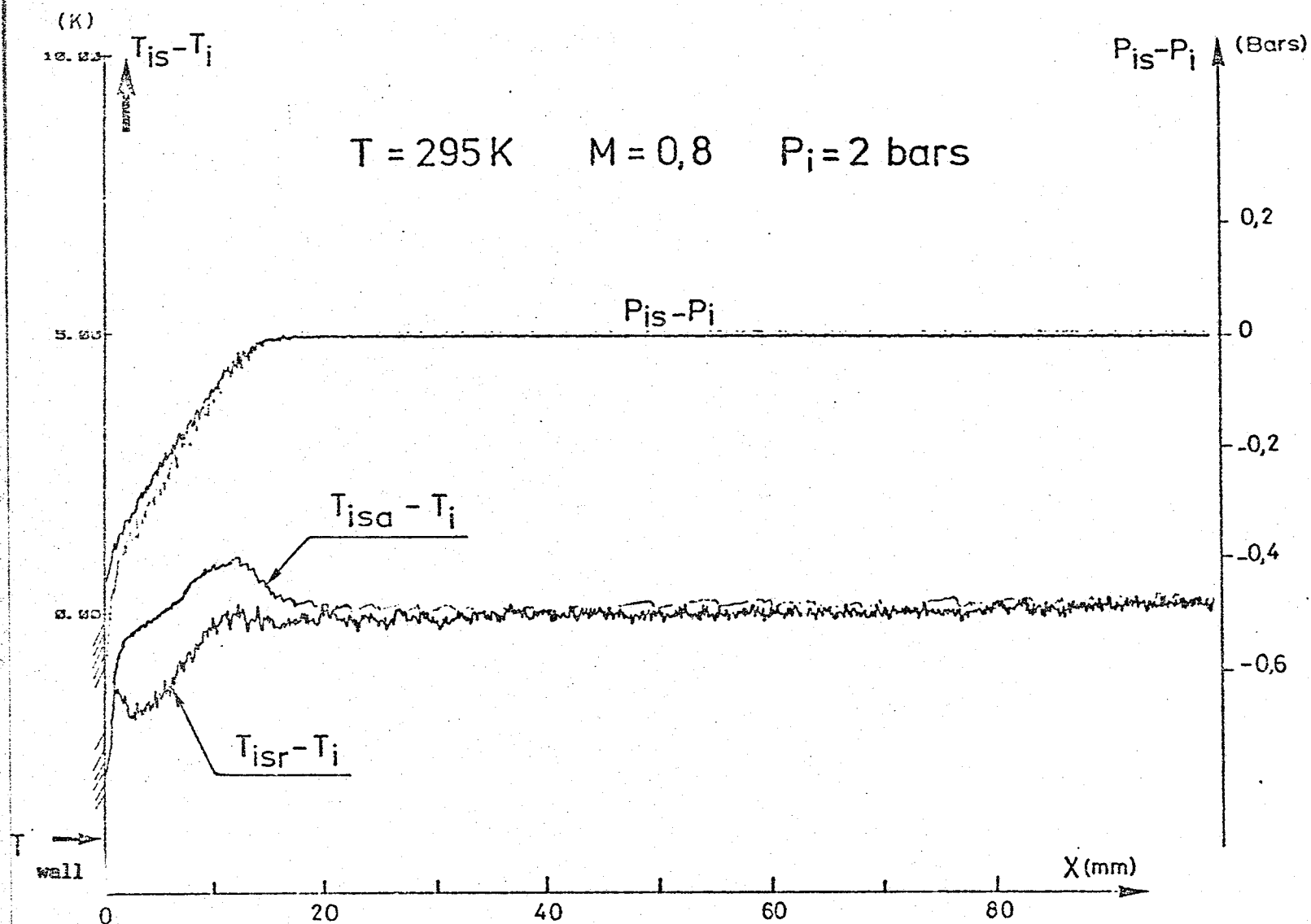
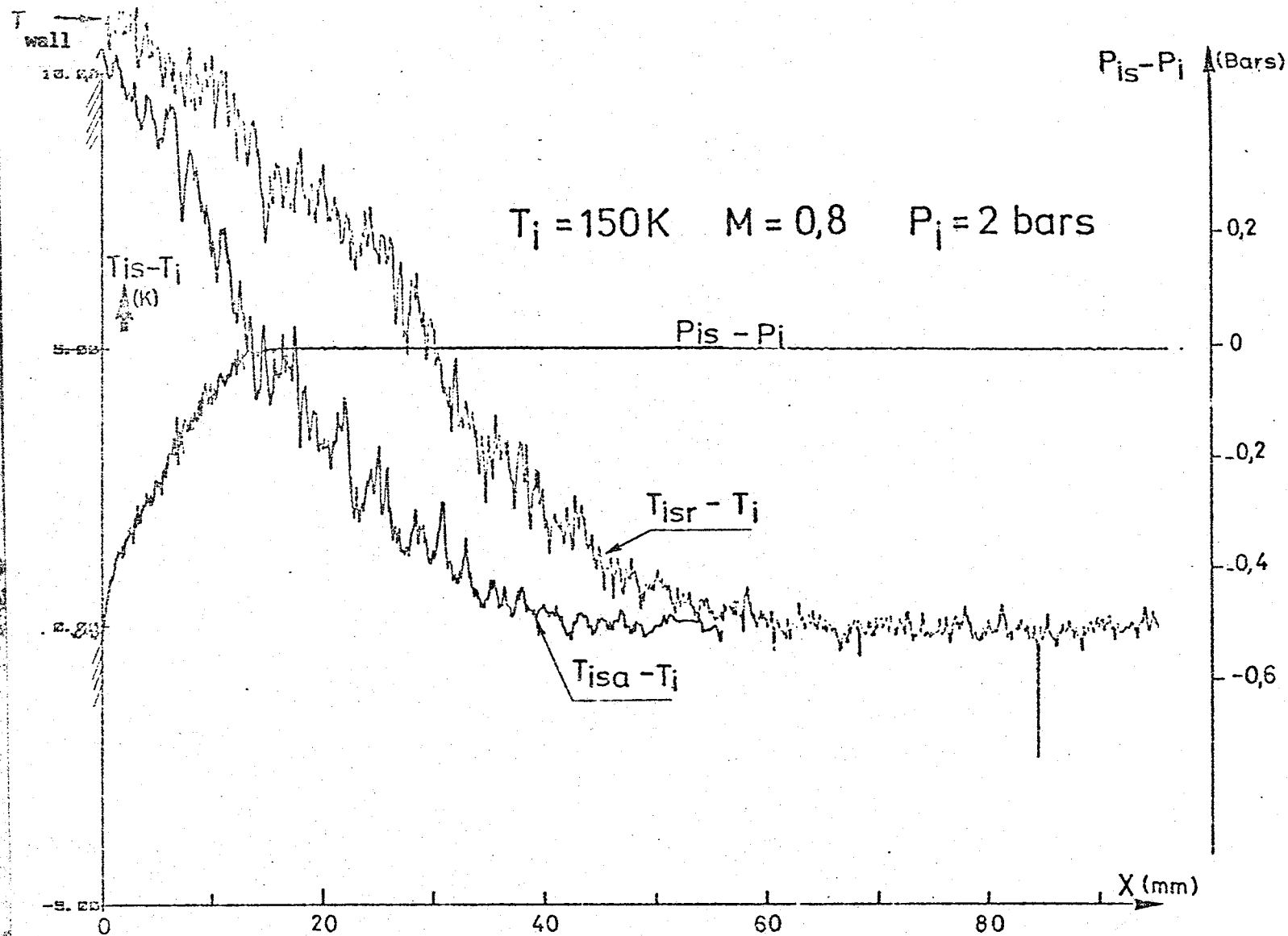


Figure 38: Comparison of stagnation temperature distributions obtained near the wall of the section with the stoppage temperature reading and the mobile rake recovery sensor

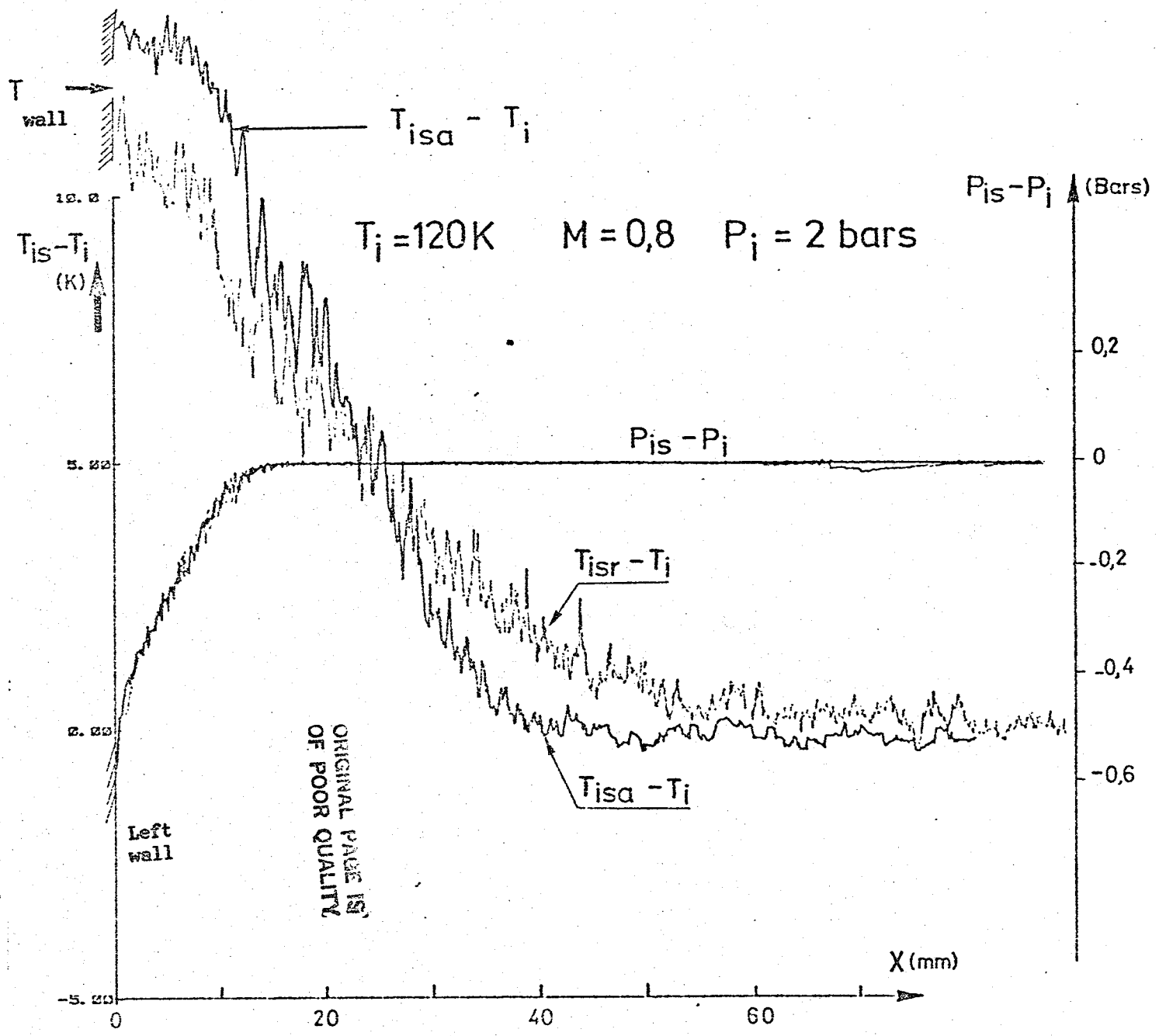


ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

Figure 39: Comparison of stagnation temperature distributions obtained near the wall of the section with the stagnation temperature reading and the mobile rake recovery probe

a

Figure 40:



Comparison of stagnation temperature distributions obtained near the wall of the section with the stagnation temperature reading and the mobile rake recovery probe

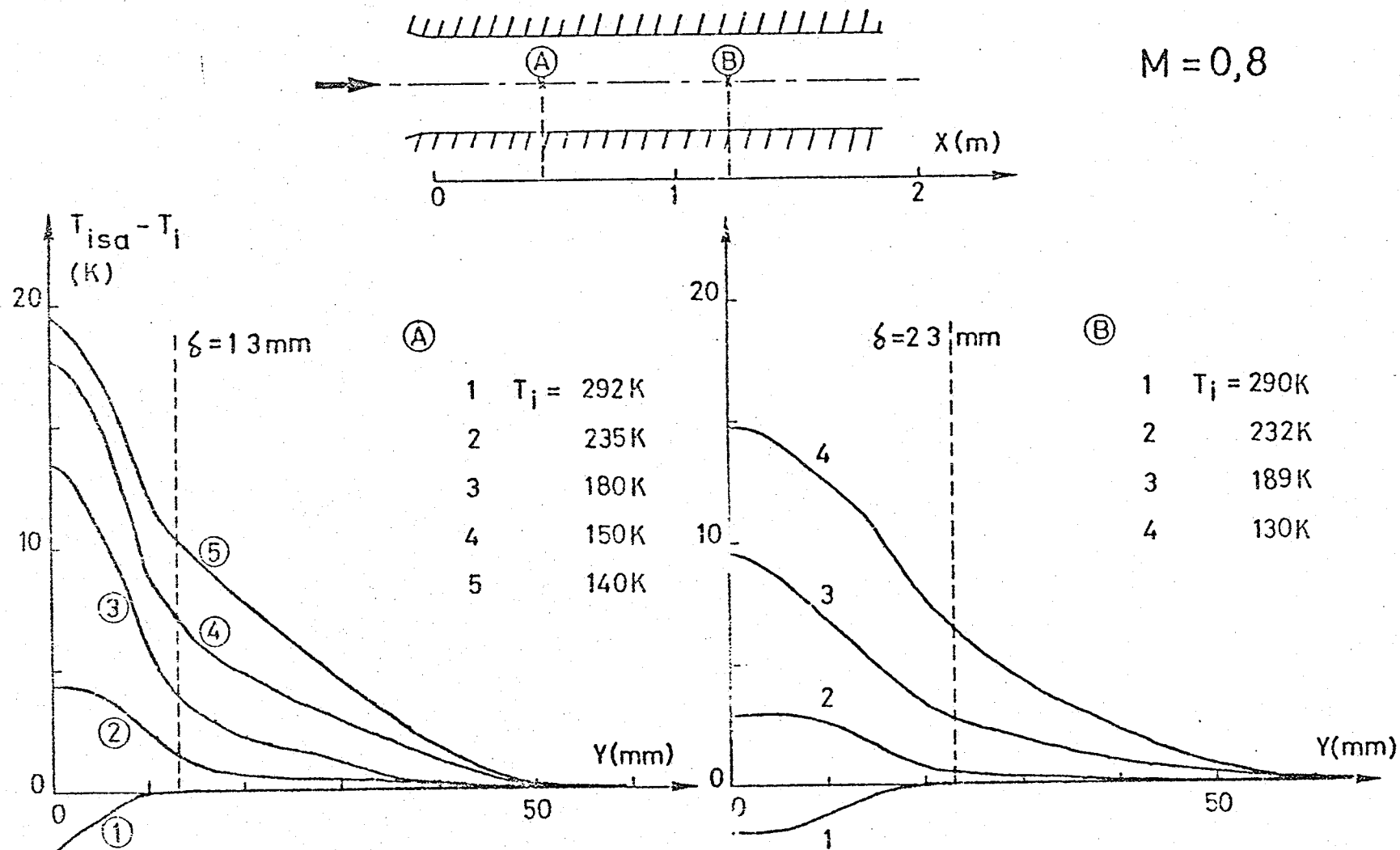


Figure 41: Previous results of stagnation temperature readings at the section wall, obtained with a "recovery sensor" during the first cryogenic tests in October 1981

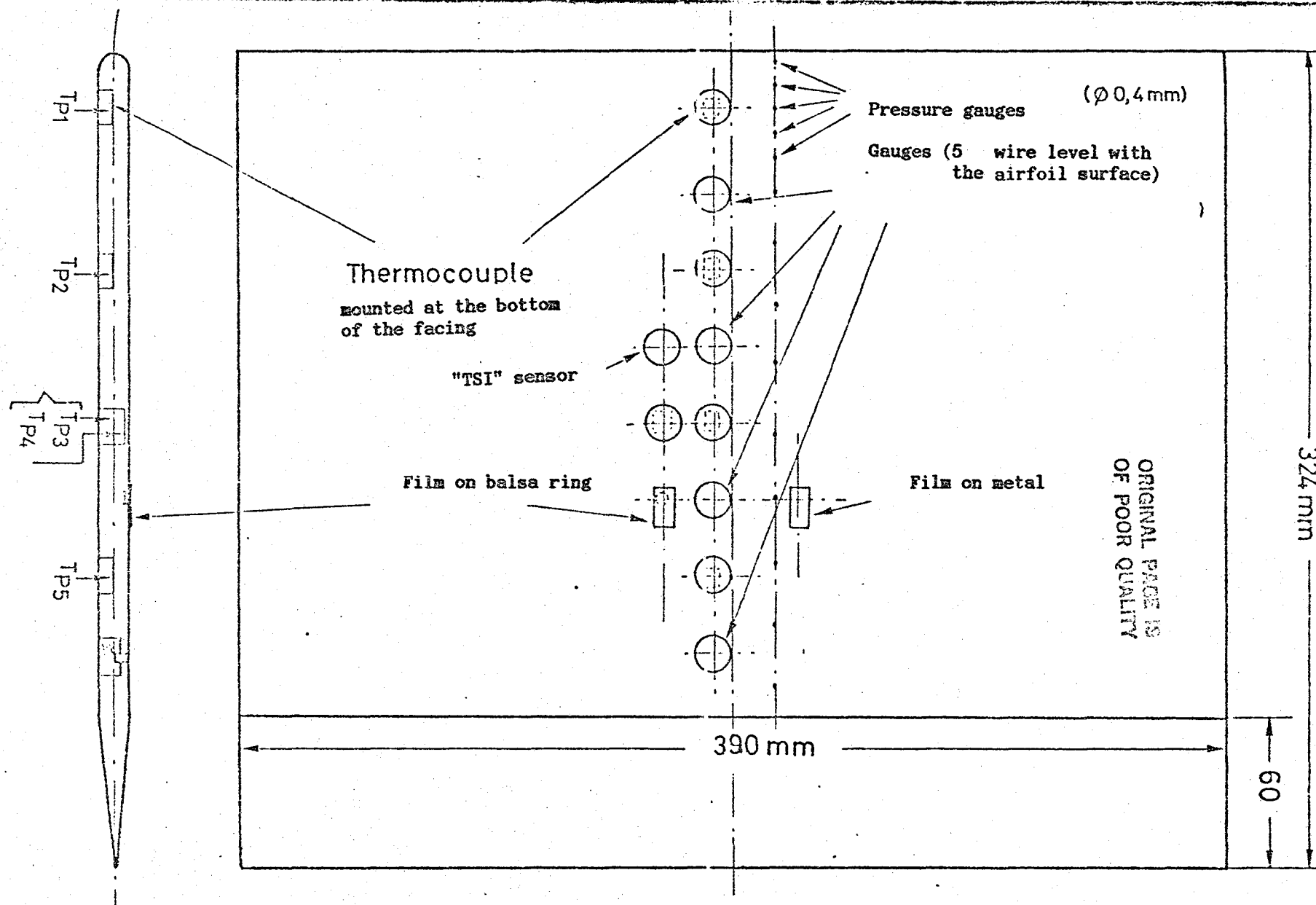


Figure 42: Plan of the flat plate profile in AU4G: location of the pressure gauges, thermocouples, and friction gauges



# WIRE FRICTION GAUGE

PL. 43

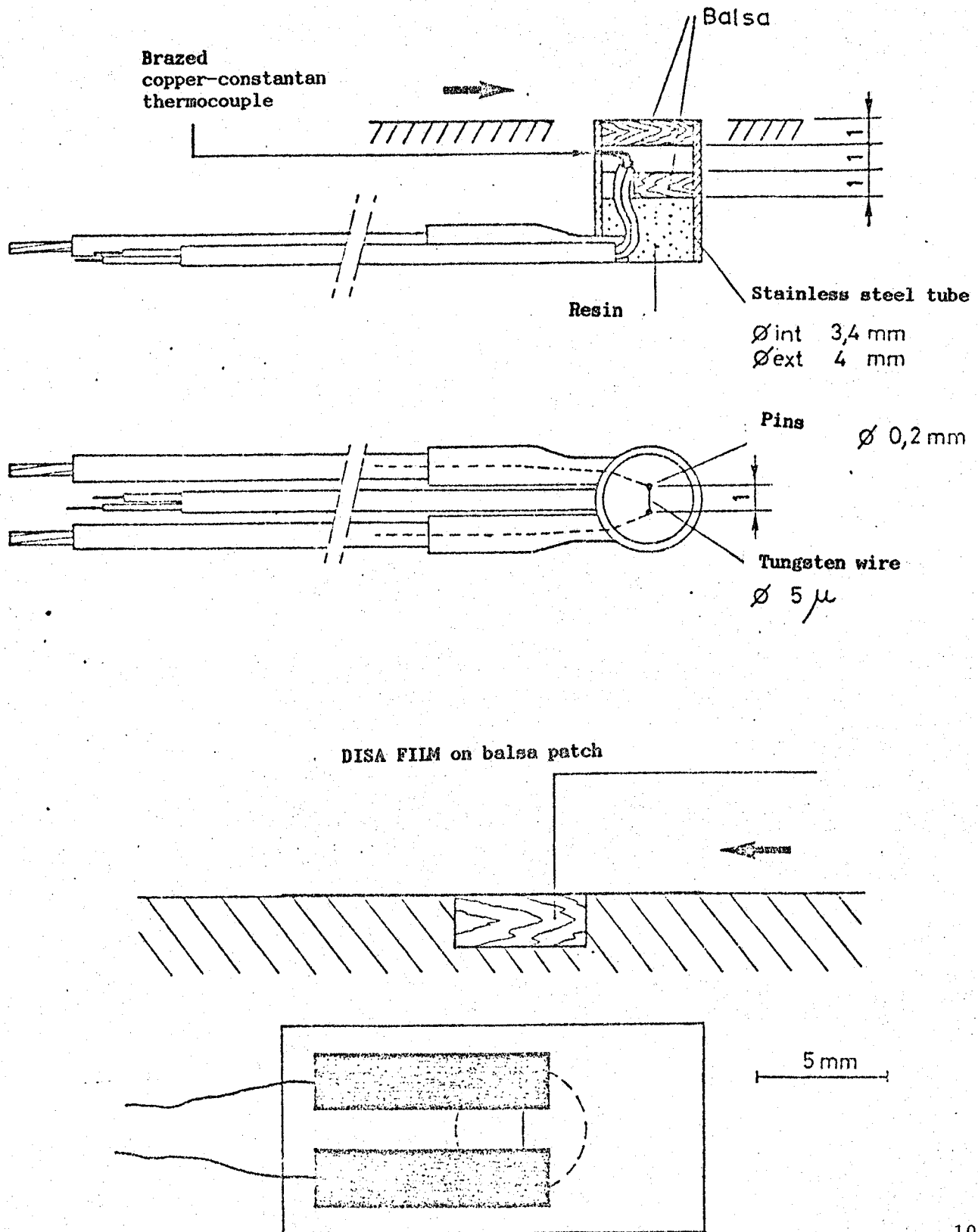


Figure 43: Plan of a hot wire friction gauge and a DISA film on a balsa patch

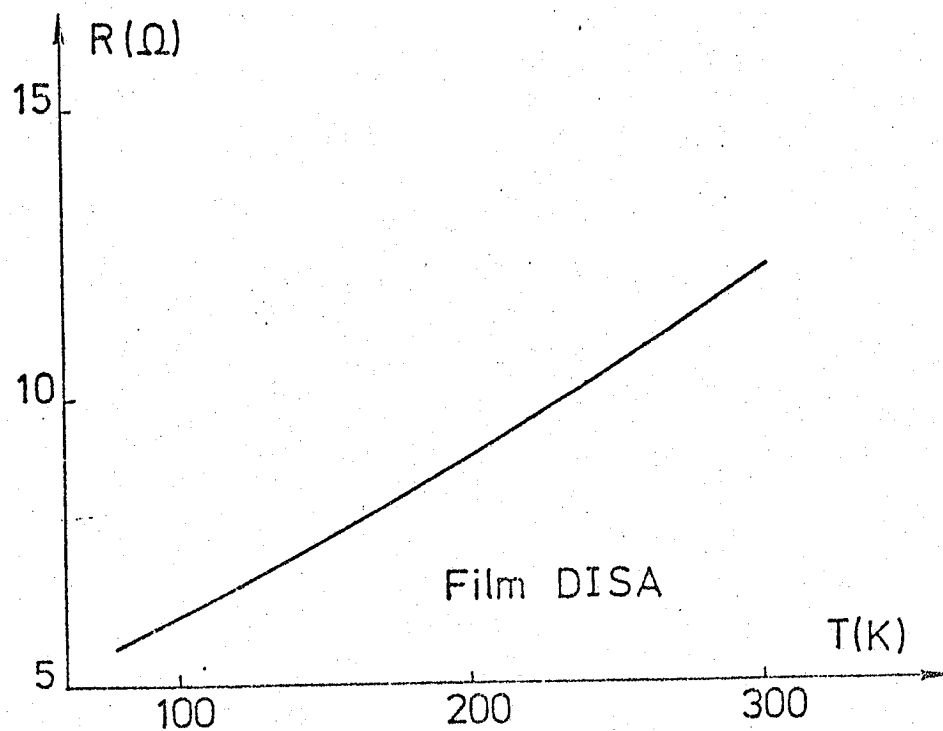
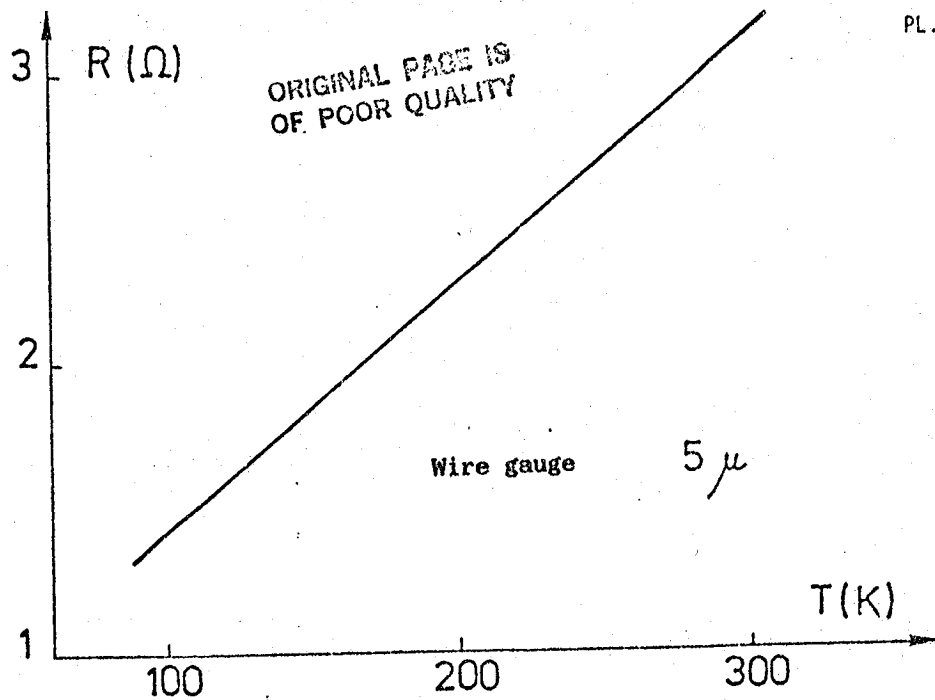


Figure 44: Variation curves showing the resistance of the sensing element as a function of temperature for a wire gauge and for a DISA film

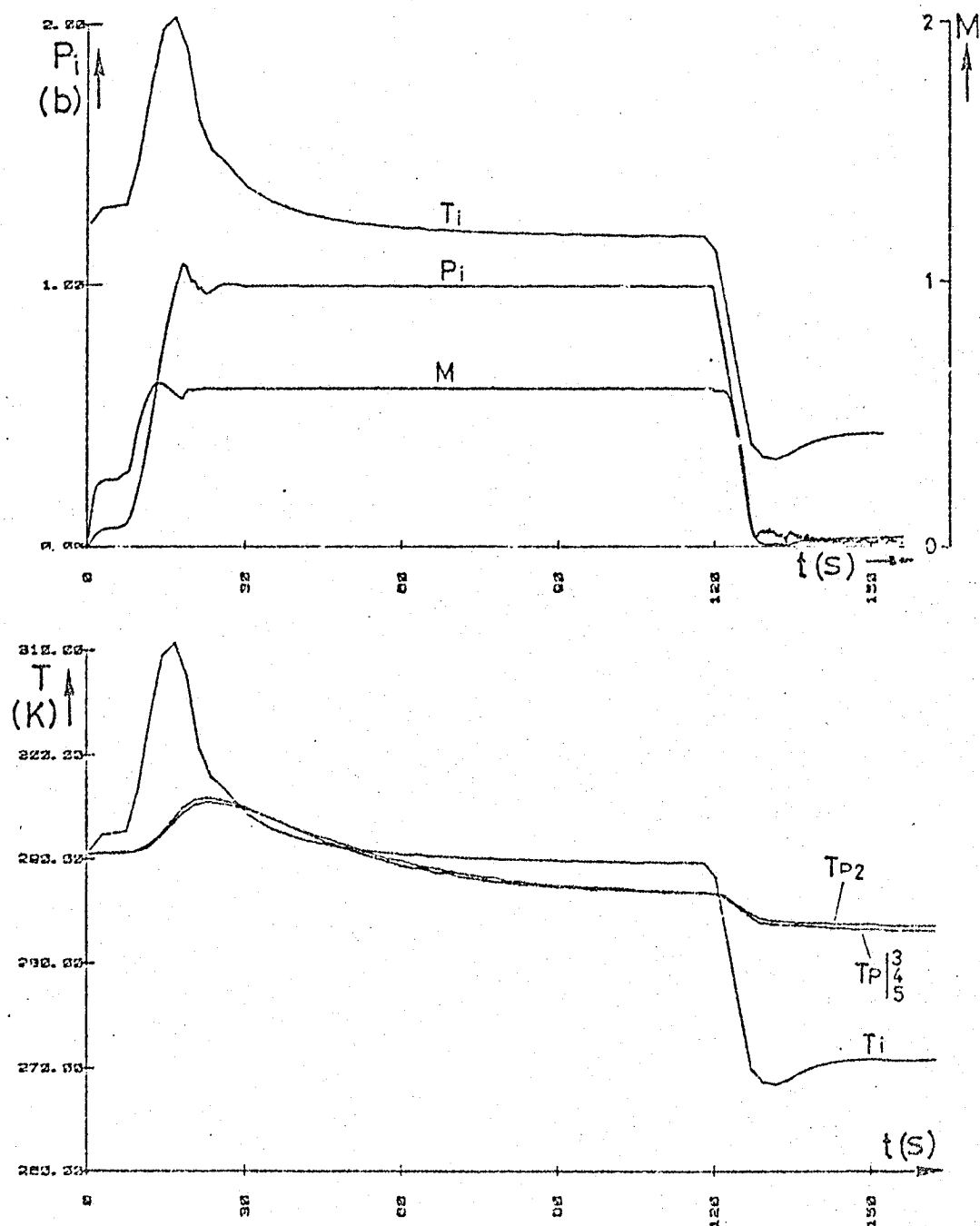


Figure 45: Change in plate temperature and flow parameters during a gust at ambient temperature, at  $M = 0.6$  and  $P_i = 2$  bars

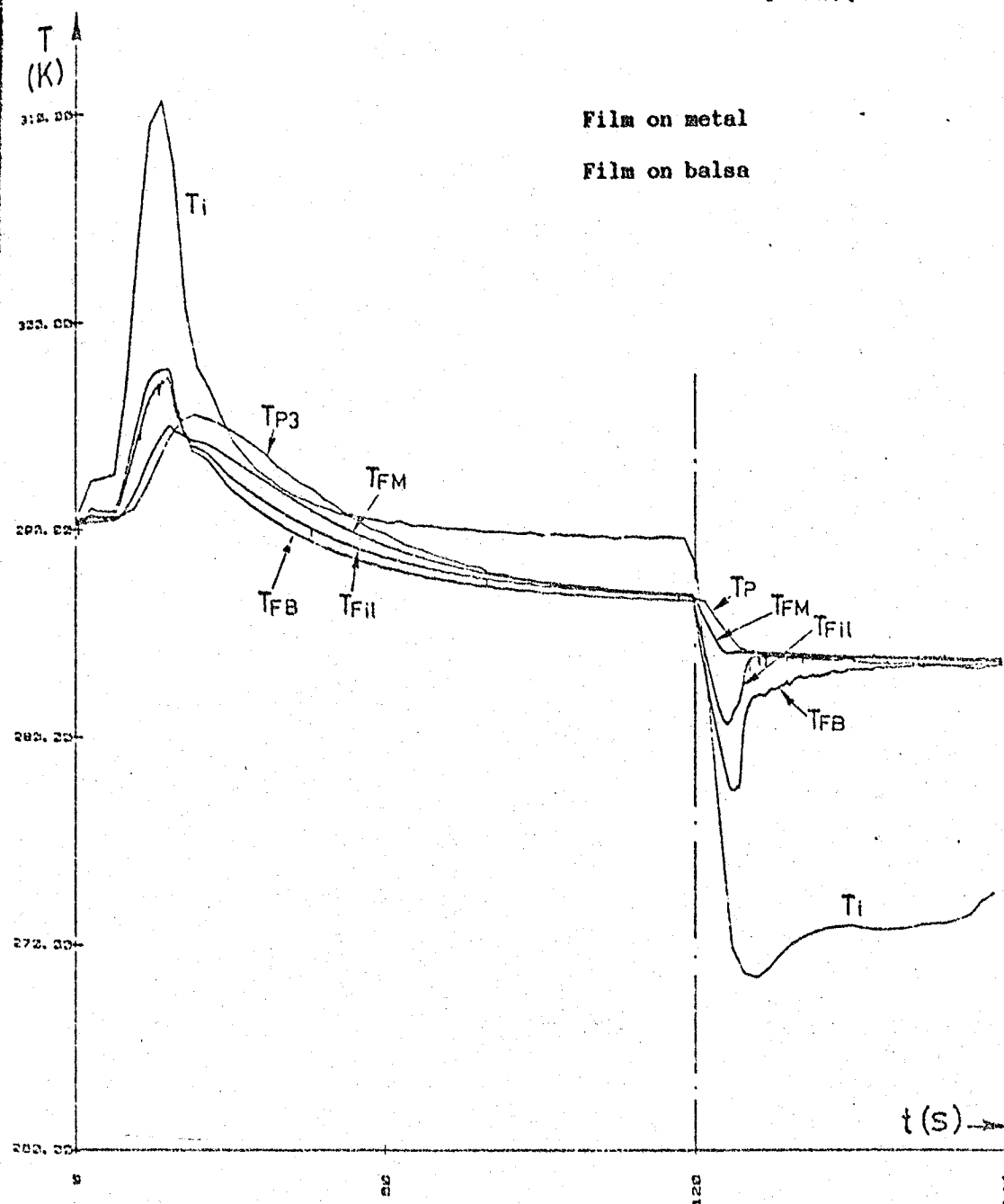
ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

Figure 46: Change in temperatures measured by friction gauges used at low constant intensity  $I = 3$  mA during the same gust at ambient temperature,  $M = 0.6$  and  $P_i = 2$  bars

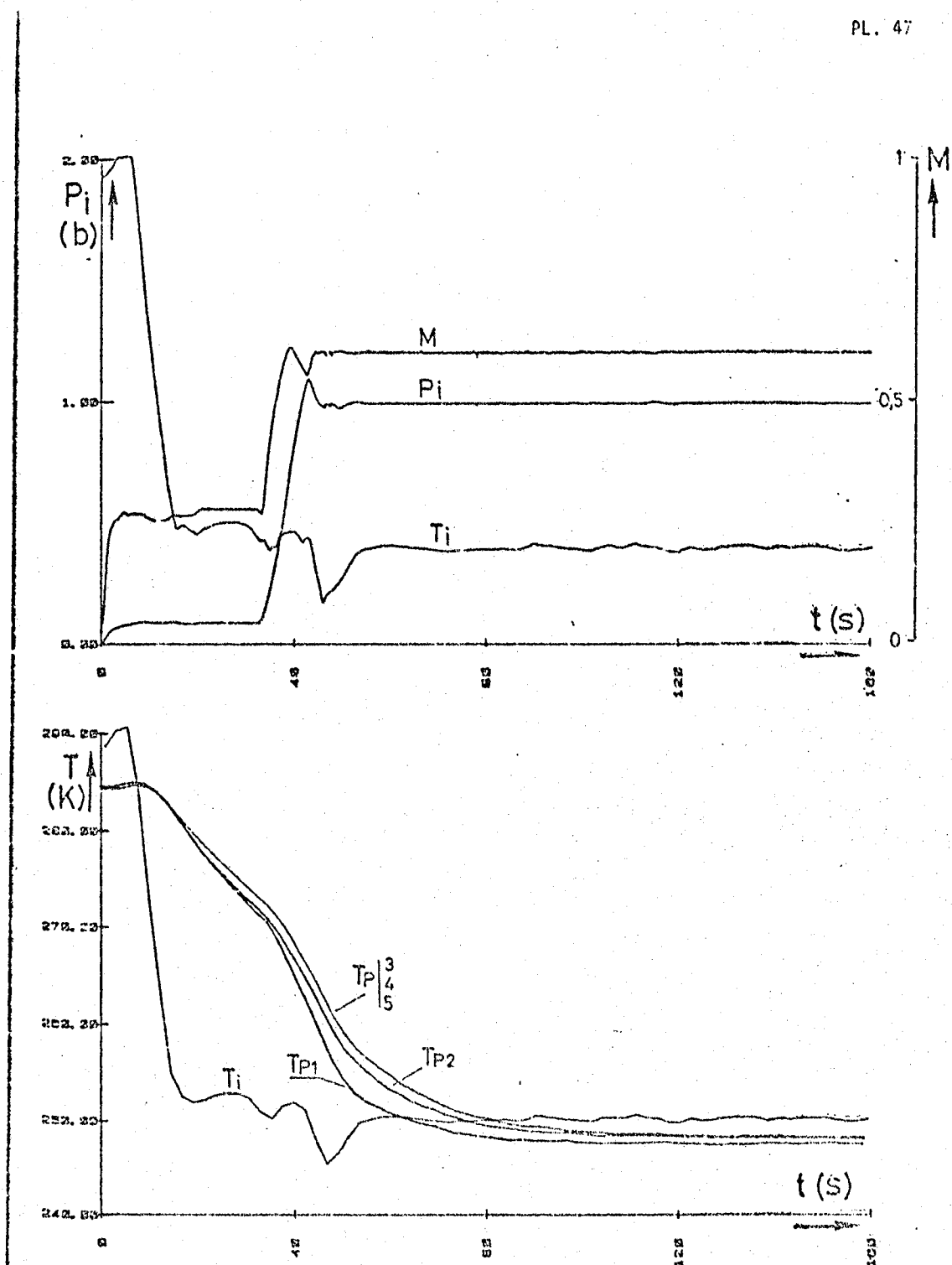


Figure 47: Change in plate temperature and flow parameters during a cryogenic gust at  $T_i = 250$  K,  $M = 0.6$  and  $P_i = \text{bars}$

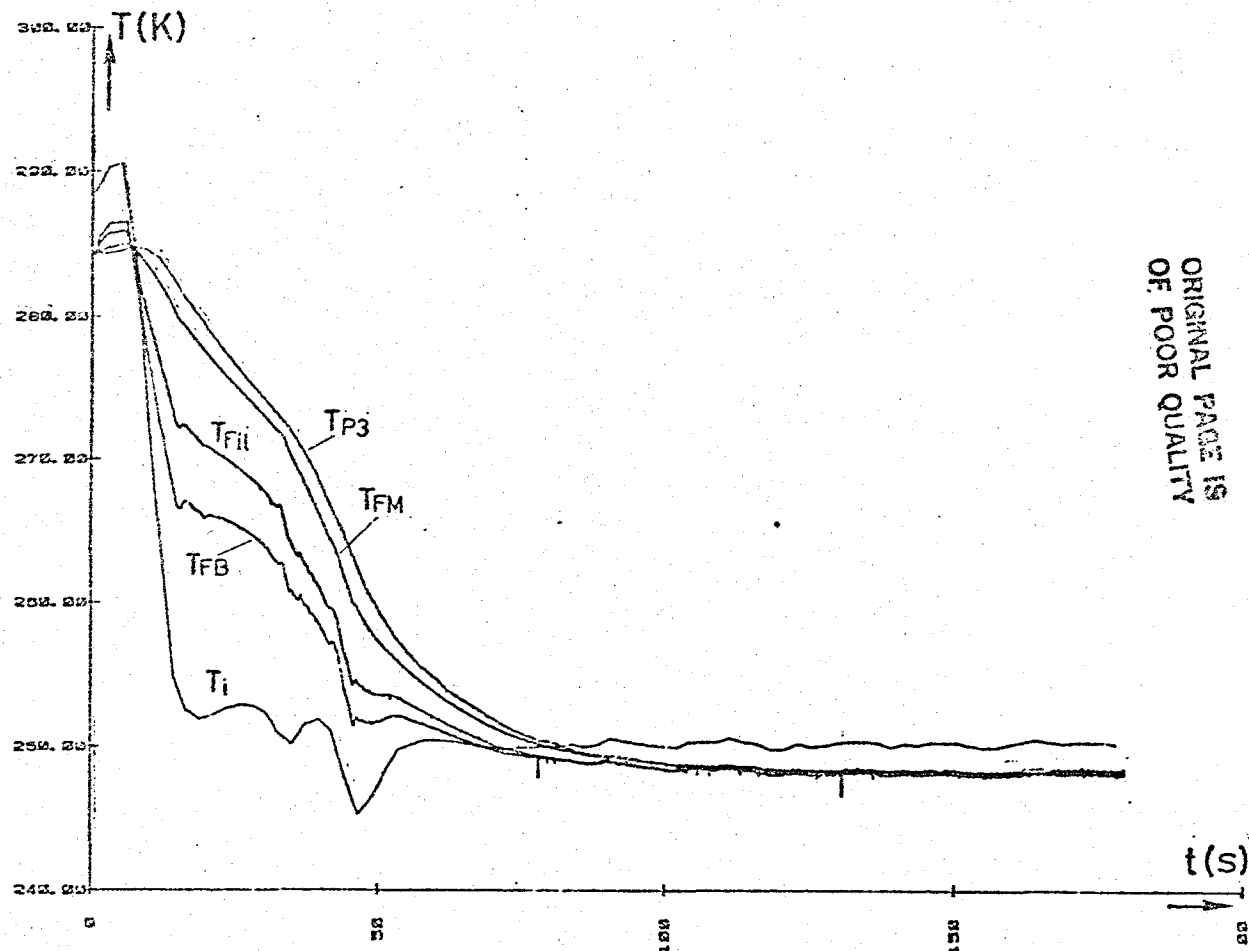


Figure 48: Change in temperatures measured by friction gauges used at low constant intensity  $I = 3 \text{ mA}$  during the same cryogenic gust at  $T_i = 250 \text{ K}$ ,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2 \text{ bars}$

ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

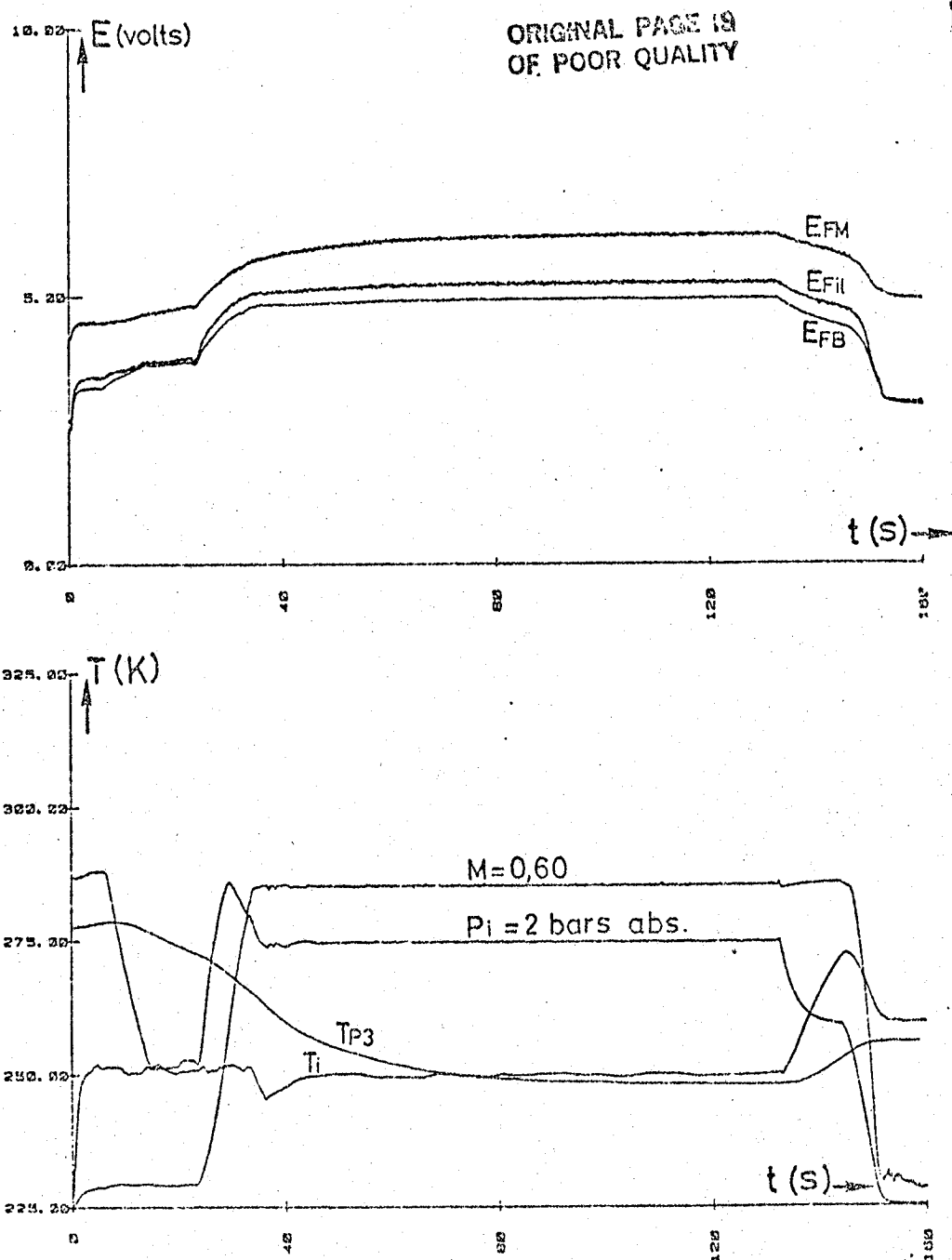


Figure 49: Use of friction gauges with overheating of 43 K with respect to room temperature during a cryogenic gust at  $T_i = 250$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars

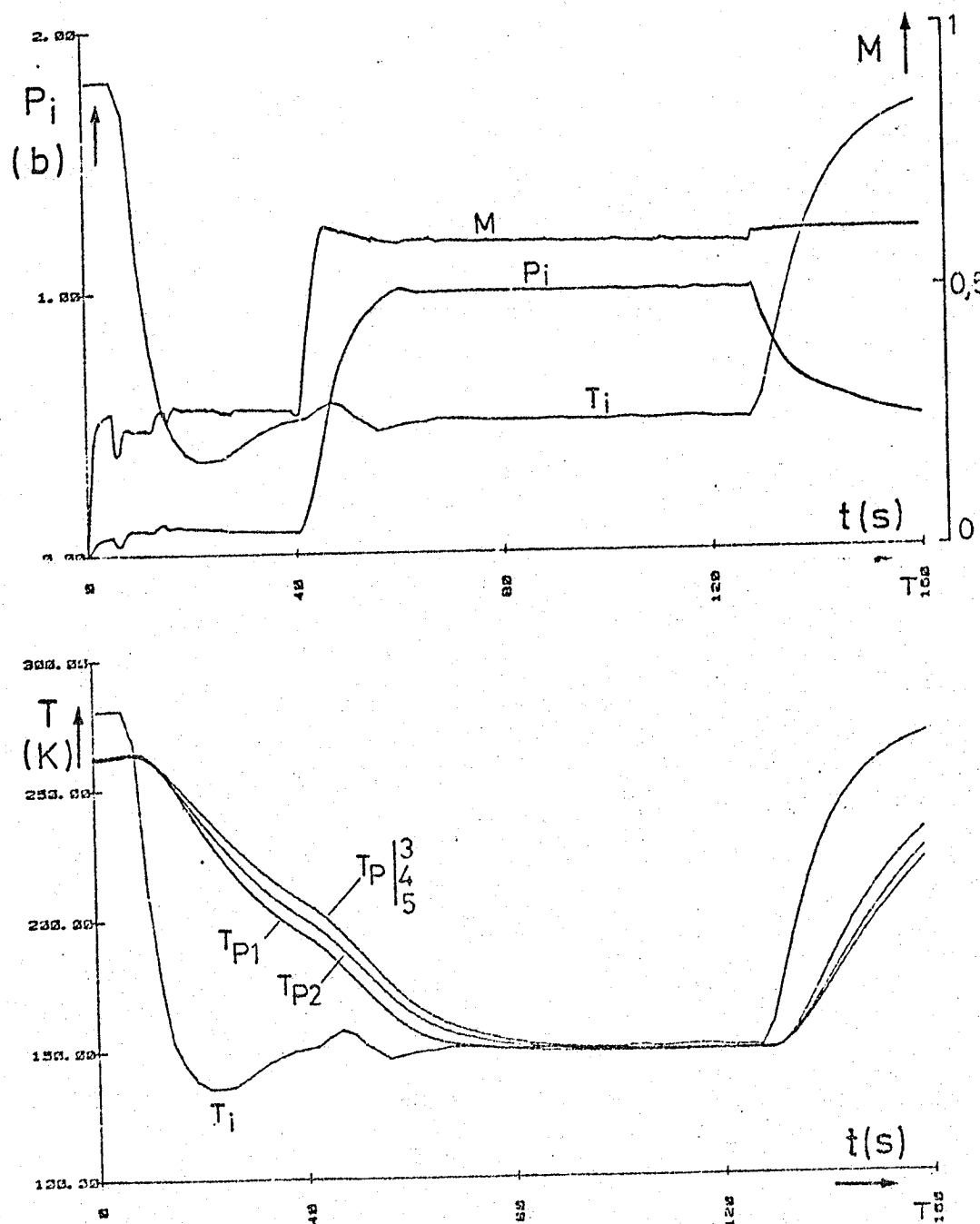


Figure 50: Change in plate temperature and flow parameters during a cryogenic gust at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars



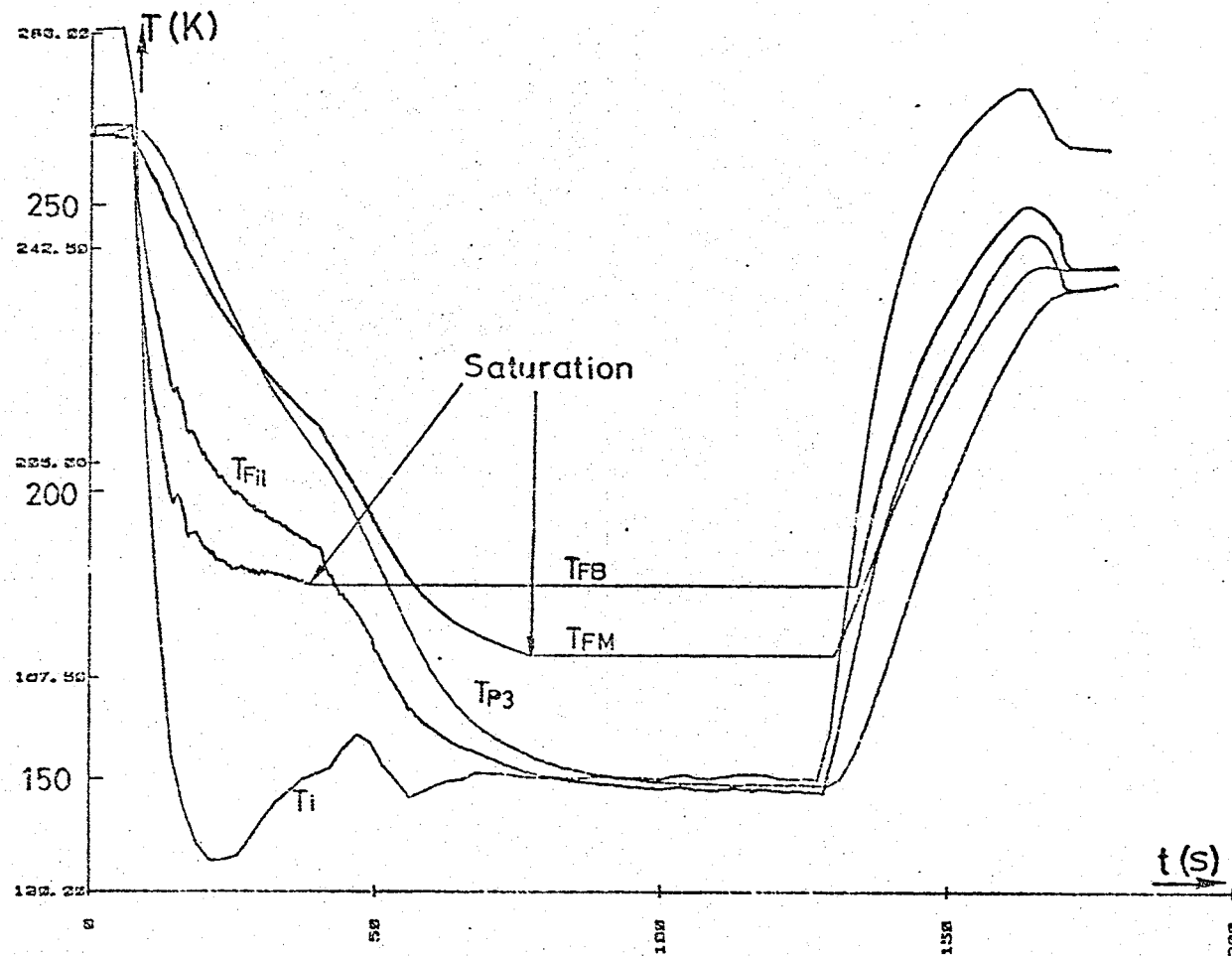


Figure 51: Use of friction gauges at low constant intensity  $I = 3$  mA during a cryogenic gust at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars

ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

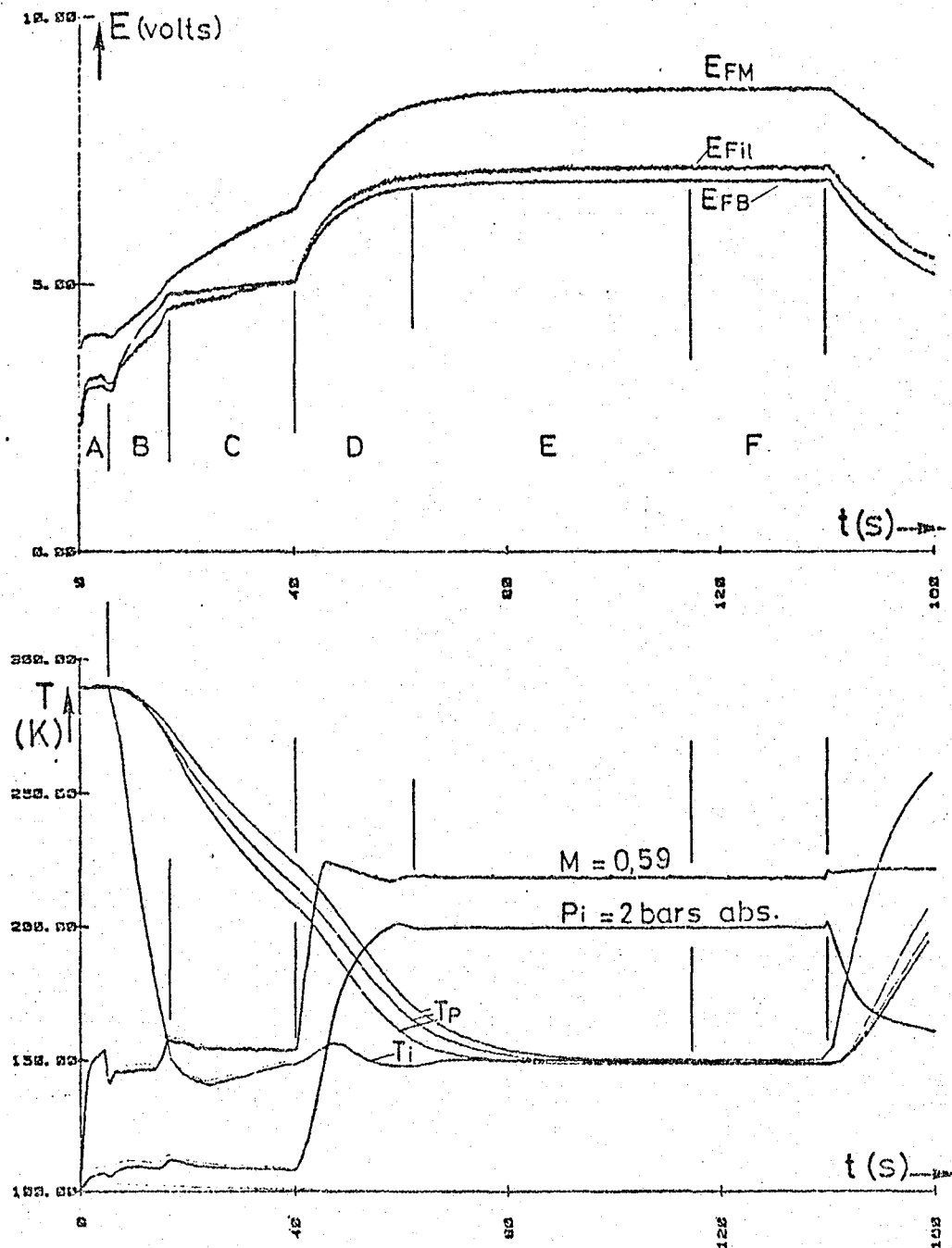
ORIGINAL PAGE IS  
OF POOR QUALITY

Figure 52: Use of friction gauges with overheating of 43 K with respect to room temperature, during a cryogenic gust at  $T_i = 150$  K,  $M = 0.6$ , and  $P_i = 2$  bars

**END  
DATE  
FILMED**

**JUN 25 1985**

O.N.E.R.A.

CENTRE D'ETUDES ET DE RECHERCHES DE TOULOUSE  
2, Avenue Edouard Belin - 31055 TOULOUSE CEDEX  
B.P. 4025 - TELEPHONE: (61) 55 71 11

DEPARTEMENT D'ETUDES ET DE RECHERCHES EN  
AEROTHERMODYNAMIQUE

LIBRARY COPY

APR 30 1985

LANGLEY RESEARCH CENTER  
LIBRARY, NASA  
HAMPTON, VIRGINIA

Rapport Technique OA 24/5006 AND (DERAT 24/5006 DN) - Août 1983

Qualification de la soufflerie T2 en fonctionnement cryogénique :

A) Champ thermique - Etude préliminaire d'une maquette schématique.

J.B. DOR, A. MIGNOSI, M. PLAZANET

Le Chef du D.E.R.A..T.

  
R. MICHEL

Le Chef de Groupe  
de Recherches

  
A. MIGNOSI

FOR TRANSLATION  
SEE: NASA TM-77781  
(N-155,268)



FICHE D'IDENTIFICATION

<b>ORGANISME EMETTEUR</b>  <b>O.N.E.R.A.</b> <b>CENTRE D'ETUDES ET DE RECHERCHES</b> <b>DE TOULOUSE</b> <b>C.E.R.T.</b> <b>COMPLEXE AEROSPATIAL</b> 2. avenue Edouard-Belin <b>TOULOUSE</b> B.P. N° 40.25 - 31035 Toulouse Cedex	<b>CLASSIFICATION</b>		
	Secrer militaire		Secrer industriel
	Titre : NC	NON CLASSIFIE INDUSTRIE	
	Fiche : NC		
	Document : NC		
	Numéro de la fiche programme		Service de l'Etat chargé de l'exécution du contrat
	A 501 H (T 114 A)		-
			Numéro du contrat
			-
<b>Département :</b> AEROTHERMODYNAMIQUE			

**TITRE :**  
 Qualification de la soufflerie T2 en fonctionnement cryogénique :  
 A/ Champ thermique - Etude préliminaire d'une maquette schématique

**AUTEUR (S) :**  
 (personne physique) J.B. DOR - A. MIGNOSI - M. PLAZANET (DERAT N° 24/5006 DN)

DATE	N° D ORIGINE du DOCUMENT	NOMBRE		
		Pages	Figures	Ref. Bibliographiques
Août 1983	R.T.N° 24/5006 AND	60	52	12

**RESUME D'AUTEUR :**

On présente dans cette note une partie des essais de qualification en fonctionnement cryogénique de la soufflerie transsonique à induction T2.

La détermination de la distribution transversale de température dans la veine, en fonction des conditions d'essai, constitue le résultat essentiel. Il est complété par la mesure de la distribution de température dans la chambre de tranquillisation et quelques données significatives sur le comportement thermique des parois de la soufflerie au cours d'essais à basse température.

Des essais cryogéniques avec un profil schématique de plaque plane ont permis d'aborder le problème de la mise en froid d'une maquette non prérefroidie et le comportement thermique de jauges de frottement à fil chaud.

**NOTIONS D'INDEXAGE :**

Soufflerie cryogéniques à rafales - Mesure des températures par thermocouples - Distributions de température - Couche limite thermique - Comportement thermique d'une maquette - Jauges de surface à fil chaud.

## LISTE DE DIFFUSION

du document C.E.R.T. n° 24/5006 DN  
OA n° 24/5006 AND

● Destinataires du document et de la fiche d'identification :

— Extérieurs à l'O.N.E.R.A. :

ETW : M. HARTZUIKER, M. PRIEUR ..... 2 ex.  
CEDOCAR ..... 1 ex.

— Intérieurs à l'O.N.E.R.A. :

M. CARRIERE ..... 1 ex.  
OA : M. CAPELIER, M. VIVIAND, M. COSTES,  
M. THIBERT, M. CHEVALLIER, M. BETREMIEUX,  
M. DAVEU, M. SUGNOT ..... 8 ex.  
GME : M. DOREY, M. CHRISTOPHE, M. BAZIN, M. PACI,  
M. PERRIAUX, M. FRANCOIS ..... 6 ex.  
CERT/D ..... 1 ex.  
CERT/PCE ..... 1 ex.  
CERT/DERAT ..... 4 ex.  
Bibliothèque ..... 7 ex.

● Destinataires de la fiche d'identification seule :

— Extérieurs à l'O.N.E.R.A. :

DRET/DS

ENSAE/DE

— Intérieurs à l'O.N.E.R.A. :

OA - AT/OA - CERT/DERA - DERI - DERMES - DERMO - DERO - DERTS

## S O M M A I R E

	<u>Pages</u>
INTRODUCTION .....	9
1 - PRESENTATION DE L'INSTALLATION .....	10
1.1. Caractéristiques générales de la soufflerie .....	10
1.2. Contrôle et servitudes .....	13
1.2.1. Paramètres de contrôle de la soufflerie .....	14
1.2.2. Alimentation et contrôle de l'injection d'air moteur .....	14
1.2.3. Alimentation et contrôle de l'injection d'azote liquide .....	15
1.2.4. Contrôle du débit évacué .....	15
1.2.5. Système numérique de commande et d'acquisition .....	16
2 - ANALYSE D'UNE RAFALE CRYOGENIQUE .....	17
2.1. Les diverses phases de l'essai cryogénique .....	17
2.2. Températures de paroi dans le circuit de retour .....	19
2.3. Températures de paroi dans le collecteur et la veine d'essai .....	21
2.4. Températures de la carcasse métallique .....	22
3 - DISTRIBUTIONS TRANSVERSALES DE TEMPERATURE DANS LA CHAMBRE DE TRANQUILLISATION ET LA VEINE D'ESSAI .....	23
3.1. Instrumentation .....	23
3.1.1. Thermocouples et montages utilisés pour la mesure des températures .....	23
3.1.2. Grille de thermocouples de la chambre de tranquillisation .....	25
3.1.3. Peigne d'exploration de la veine d'essai .....	26
3.1.4. Sonde de température d'arrêt .....	27



	<u>Pages</u>
3.2. Présentation générale des essais et des planches .....	28
3.2.1. Explorations transversales complètes de la veine d'essai .....	28
3.2.2. Sondages de pression et de température d'arrêt à la paroi de la veine .....	28
3.2.3. Mesures permanentes de température dans la chambre de tranquillisation et la veine .....	29
3.3. Caractéristiques générales des distributions transversales de température dans la chambre de tranquillisation .....	30
3.4. Caractéristiques générales de la distribution transversale de température dans la veine d'essai .....	32
3.5. Gradient thermique de paroi dans la veine d'essai .....	33
3.5.1. Epaisseur .....	33
3.5.2. Amplitude .....	35
3.5.3. Rappel des principaux résultats des sondages de tempé- rature à la paroi de la veine, réalisés en Octobre 1981	37
3.5.4. Origine du gradient thermique de paroi .....	39
4 - ESSAIS AVEC PLAQUE PLANE .....	42
4.1. Maquette et instrumentation .....	42
4.1.1. Plaque plane .....	42
4.1.2. Mesure de la température de la plaque par thermocouples .....	43
4.1.3. Jauges de frottement à fil chaud .....	43
4.1.4. Films DISA .....	45
4.2. Essais et résultats .....	46
4.2.1. Présentation générale des essais .....	46
4.2.2. Mise en température de la plaque plane .....	47
4.2.3. Utilisation des jauges en mesure de température ...	49
a) Sensibilités .....	49
b) Evolution de la température des jauges au cours de la rafale .....	50
4.2.4. Utilisation des jauges avec surchauffe .....	51

	<u>Pages</u>
5 - CONCLUSION .....	53
REFERENCES .....	55
LISTE DES PLANCHES (P.J. = 52) .....	57



## INTRODUCTION

On présente dans cette note et dans celle intitulée "Fluctuations de l'écoulement - Détection et qualification de particules" qui lui est associée, les principaux résultats obtenus à la soufflerie transsonique à induction T2, en fonctionnement cryogénique, au cours d'une campagne d'essais effectuée en septembre et octobre 1982.

Le but de ces essais sans maquette est la qualification de l'installation en ce qui concerne la réalisation d'une rafale cryogénique d'une part et l'analyse des qualités de l'écoulement froid d'autre part. La phase suivante, prévue pour l'année 1983, comporte la maîtrise de la réalisation de rafales cryogéniques avec maquette prérefroidie et l'obtention de mesures aérodynamiques destinées à valider la soufflerie cryogénique en tant que moyen d'essai à grand nombre de Reynolds.

L'étude des qualités de l'écoulement froid s'est attachée particulièrement à l'analyse des gradients thermiques dans la chambre de tranquillisation et la veine d'essai, à la qualification en niveau et en répartition spectrale des fluctuations de température et de pression et à la définition du domaine de fonctionnement vers les basses températures à l'aide d'un détecteur optique indiquant l'apparition de particules (glace, glace carbonique, gouttelettes).

La présentation des résultats de cette étude, fractionnée en deux rapports, fait suite à l'article présenté dans "La Recherche Aérospatiale" /Réf. 6/ présentant la transformation de l'installation en vue d'un fonctionnement cryogénique et les premiers résultats obtenus après celle-ci, ainsi qu'à celui présenté au "ETW Cryogenic Technology Review Meeting" /Réf. 8/ concernant la technique de commande et de régulation d'une rafale cryogénique.

La première partie de la présente note sera une description générale de la soufflerie T2. La seconde partie présentera plus particulièrement le processus de réalisation d'une rafale cryogénique en prenant pour exemple un essai effectué à très basse température. On donnera également pour cet essai, des résultats plus détaillés de mesures de température concernant l'écoulement dans la chambre de tranquillisation, les parois intérieures du circuit et la carcasse métallique.

L'étude des distributions transversales de température dans la chambre de tranquillisation et la veine d'essai et des gradients thermiques aux parois, en fonction du niveau de température de l'essai, fera l'objet de la troisième partie.

Après ces essais effectués veine vide, on présentera de la même façon, en dernière partie, une série de rafales réalisées avec une plaque plane de 324 mm de corde, destinée à tester le comportement de jauges à fil en écoulement transsonique et cryogénique. Cette plaque, équipée de thermocouples, a également permis d'aborder expérimentalement le comportement d'une maquette métallique non prérefroidie, pendant une rafale cryogénique. Nous rappelons ici que le mode de fonctionnement retenu pour des essais systématiques avec maquette à la soufflerie T2 comporte un prérefroidissement annexe du modèle qui supprime le problème posé par la lenteur de sa mise en froid par l'écoulement /Réf. 7/.

## 1 - PRESENTATION DE L'INSTALLATION

Des informations plus détaillées sur le fonctionnement à température ambiante et l'adaptation cryogénique de la soufflerie T2 pourront être trouvées dans les notes citées en références /1, 2, 3, 5, 6 et 8/.

### 1.1. Caractéristiques générales de la soufflerie

T2 est une soufflerie transsonique pressurisée dont le circuit à retour et les servitudes sont représentés schématiquement sur la planche 1.

Une chambre de tranquillisation de section carrée  $1,8 \times 1,8 \text{ m}^2$ , équipée d'un filtre anti-poussière, d'un nid d'abeille et de grillages anti-turbulents, précède un convergent de rapport de contraction égal à 20.

La veine d'essai, de section pratiquement carrée  $0,39 \times 0,37 \text{ m}^2$ , comporte à sa partie aval un second col utilisé pour stabiliser l'écoulement à des nombres de Mach supérieurs à 0,6.

Un circuit de retour où plusieurs diffuseurs ramènent l'écoulement à faible vitesse, referme la soufflerie.

T2 est une soufflerie à induction, c'est-à-dire mue par un jet d'air inducteur à haute vitesse. L'injection d'air moteur est effectuée par les bords de fuite des sept aubes du premier coude après la veine d'essai. Chaque aube est équipée intérieurement de 14 petites tuyères, alimentées séparément en air à haute pression, ce qui permet de faire varier la section d'injection. Les aubes délivrent à leur bord de fuite des jets à  $M = 1,6$ . La partie aval du coude injecteur constitue une chambre de mélange entre l'écoulement entraîné et les sept jets pratiquement bidimensionnels.

En fonctionnement cryogénique, la mise en froid de l'écoulement est obtenue par injection directe d'azote liquide dans le circuit de retour. Un refroidissement de l'air moteur aurait pu être envisagé, mais la solution retenue, plus simple à mettre en oeuvre, a été clairement imposée par l'augmentation de l'efficacité d'une trompe lorsque la température du jet moteur devient supérieure à celle de l'écoulement entraîné. D'autre part, parmi les études suscitées par l'adaptation cryogénique de la soufflerie, des essais effectués sur l'installation pilote T'2 ont montré qu'une amélioration sensible des qualités de l'écoulement froid était obtenue en plaçant l'injection d'azote liquide à une distance aussi grande que possible en amont de la veine d'essai. L'injection d'azote est donc effectuée de manière périphérique, normalement à l'écoulement, à la paroi d'un élément situé immédiatement en aval de la chambre de mélange de l'air moteur et du fluide entraîné.

L'évacuation nécessaire d'un débit égal au débit moteur ou, en régime cryogénique, à la somme des débits d'air moteur et d'azote réfrigérant, est située juste en amont du coude injecteur. Cette évacuation se fait, grâce à la pressurisation de la soufflerie, à travers les parois en bronze poreux d'un canal rectangulaire, qui joue le rôle d'un premier diffuseur aérodynamique, entre la veine d'essai et le coude injecteur.

La soufflerie fonctionne par rafales dont la durée, de l'ordre de la minute, dépend dans une certaine mesure du débit moteur nécessaire pour l'essai et de la réserve d'air à haute pression disponible.

D'autre part, le circuit pressurisable jusqu'à 5 bars est réalisé en acier ordinaire, métal qui devient fragile aux basses températures. Ces raisons ont conduit à l'adoption d'une isolation thermique interne, d'épaisseur

relativement faible, qui rend possible la réalisation de rafales cryogéniques. La réduction des échanges thermiques à la paroi est suffisante pour obtenir pratiquement une mise en froid rapide de l'écoulement seul et une dérive en température négligeable de la carcasse métallique pour des durées de rafale de l'ordre d'une centaine de secondes. La température de surface de l'isolant évolue aussi rapidement que celle de l'écoulement et s'établit à un niveau voisin de la température de paroi adiabatique.

De ce point de vue, les isolants les plus performants sont ceux dont la conductivité et la capacité thermiques sont faibles. Cependant, d'autres problèmes importants se sont posés : l'état de surface de l'isolant, la tenue mécanique du matériau et de son collage.

Schématiquement, l'isolation interne de la soufflerie se présente de la façon suivante :

Dans les parties à basse vitesse, circuit de retour et chambre de tranquillisation, 10 mm de polyuréthane armé localement par du tissu de Kevlar. Il s'agit d'un isolant à très faibles conductivité et capacité thermiques, mais légèrement rugueux en surface.

Dans les parties à haute vitesse, veine d'essai et coude injecteur, 5 mm de liège aggloméré de type Norcoat. Il s'agit d'un isolant moins performant mais présentant un état de surface acceptable.

Certaines parties du circuit, aubes injectrices et élément d'injection d'azote liquide, ont été dotées d'une isolation particulière dont on trouvera le détail en /Réf. 11/.

Dans un double but de mesure et de sécurité, le circuit de la soufflerie est équipé en permanence d'une centaine de thermocouples qui permettent de connaître :

- la température de paroi interne ;
- la température de la structure métallique ;
- la température de l'écoulement dans la chambre de tranquillisation, grâce à une grille de 25 thermocouples.

La mesure fournie par le thermocouple central de cette grille constitue la température génératrice de référence, notée  $T_1$  sur les planches et utilisée pour la régulation.

Le domaine d'utilisation de la soufflerie T2 couvre une gamme de nombre de Mach allant du bas subsonique ( $M = 0,3$ ) au transsonique ( $M = 1$ ). La pression génératrice peut varier d'un niveau de 1,5 bar absolu à une valeur maximale de 5 bars.

En anticipant les conclusions de cette étude, on peut dire que la limite du domaine de fonctionnement en température semble se situer à environ 95 K et qu'une rafale à la température génératrice de 100 K peut être réalisée sans difficulté particulière.

Les essais qui font l'objet de cette note couvrent tout le domaine de température et ont été réalisés à la pression génératrice de 2 bars absolus et à des nombres de Mach dans la veine de 0,6 ou 0,8.

Enfin, la veine d'essai de T2 est équipée de parois auto-adaptables qui autorisent des dimensions relatives élevées pour des modèles bi-dimensionnels. Il semble que des parois identiques à celles utilisées à température ambiante et constituées d'une mince plaque métallique renforcée par des raidisseurs transversaux, puissent être utilisées en fonctionnement cryogénique, la masse calorifique de la plaque étant suffisamment faible pour que l'écoulement la refroidisse rapidement. De telles parois, réalisées en Invar, sont actuellement en cours de fabrication et la phase suivante des essais cryogéniques avec maquette prévoit leur utilisation.

Le nombre de Reynolds donné à la planche 4 en fonction du nombre de Mach et de la pression, à température ambiante et à la température de 120 K, est formé avec la longueur 15 cm qui est, grâce aux parois adaptables, une valeur courante pour la corde des profils étudiés à la soufflerie T2.

## 1,2. Contrôle et servitudes

Ce paragraphe se limitera à la description des équipements annexes et des éléments de contrôle de la soufflerie. Le processus de réalisation d'une rafale cryogénique sera présenté au Chapitre 2.



### 1.2.1. Paramètres de contrôle de la soufflerie

Un diagramme synthétique résumant les différents éléments de la commande et du contrôle de la soufflerie est donné à la planche 3.

Les trois paramètres du fonctionnement sont le nombre de Mach dans la veine, la pression et la température génératrices.

Le nombre de Mach est défini par la section du second col de la veine d'essai, lorsque le débit d'air moteur est suffisant pour que celui-ci soit amorcé. Signalons que ce col est motorisé et qu'une variation de sa section peut être commandée pendant l'essai. Cependant, au cours de nos essais, où le nombre de Mach dans la veine était toujours de 0,6 ou 0,8, le col était positionné à la section correspondante, avant l'essai.

Pour contrôler la pression, la température et éventuellement le nombre de Mach, on agit sur les trois paramètres suivants :

- débit d'air moteur,
- débit d'azote liquide,
- débit évacué.

### 1.2.2. Alimentation et contrôle de l'injection d'air moteur

Un compresseur alimente sous une pression de 80 bars un réservoir de 45 m<sup>3</sup> qui stocke l'air comprimé destiné à l'injection (planche 1). Ce réservoir dessert, par l'intermédiaire d'un détendeur, un réchauffeur à eau, où la pression est de l'ordre de 20 bars : celui-ci permet de compenser la détente de l'air injecté et de maintenir sa température à une valeur proche de l'ambiante.

La soufflerie est alimentée par l'intermédiaire d'une vanne de contrôle proportionnelle, qui régule la pression dans la chambre de tranquillisation des aubes injectrices, notée  $P_{ij}$ . On contrôle ainsi le débit moteur par la pression statique ou la densité du jet à  $M = 1,6$ .

Le système multivannes qui distribue le débit aux diverses tuyères du bord de fuite se trouve immédiatement en amont des aubes. Au cours des essais présentés dans cette note, toutes les tuyères sont alimentées.

Signalons également qu'avant d'aboutir au réservoir de stockage, l'air comprimé passe par un dessiccateur à billes d'alumine, qui abaisse son point de rosée à  $- 80^{\circ}\text{C}$ , en fonctionnement optimal.

### 1.2.3. Alimentation et contrôle de l'injection d'azote liquide

La planche 1 présente un schéma du système d'alimentation en azote liquide. Un réservoir de stockage de  $20\text{ m}^3$  alimente un réservoir d'essai de  $2\text{ m}^3$ , pressurisable jusqu'à 18 bars, qui dessert les injecteurs sur la soufflerie.

Au cours de nos essais, le gaz de pressurisation du réservoir était de l'air sec, prélevé sur la réserve de  $45\text{ m}^3$  qui alimente les aubes injectrices. Depuis, le système a été doté d'un évaporateur qui fournit de l'azote gazeux à haute pression, qu'il est possible de stocker dans le réservoir de  $45\text{ m}^3$ , ce qui rend possible un fonctionnement en azote pur de la soufflerie.

L'injection périphérique d'azote liquide est effectuée le long de deux cercles sur chacun desquels sont distribués les gicleurs alimentés séparément. Chaque injecteur peut être alimenté ou non par sa propre électrovanne. Les diamètres des buses sont étagés de manière à rendre possible une variation du débit total, qui peut atteindre  $24\text{ kg/s}$ , avec une résolution de l'ordre du millième. La pression d'injection étant ajustée, ce dispositif permet un contrôle digital performant du débit d'azote liquide.

En amont de l'ensemble d'électrovannes, le circuit comporte également une vanne de sécurité et un by-pass à faible débit permettant la mise en froid du circuit d'injection jusqu'aux électrovannes dotées de purges, avant l'essai proprement dit.

### 1.2.4. Contrôle du débit évacué

Le débit évacué entre la veine d'essai et le coude injecteur et envoyé à l'atmosphère, est séparé en deux parties qui empruntent respectivement :

- une canalisation principale, dotée d'une vanne continue analogique, qui est en principe positionnée avant l'essai ;

- une canalisation auxiliaire qui se divise en sept branches parallèles, à sections étagées, chacune munie d'une électrovanne, qui permet une régulation numérique à 127 niveaux de cette partie du débit.

#### 1.2.5. Système numérique de commande et d'acquisition

La soufflerie est dotée d'un système de contrôle et d'acquisition de données qui se compose de deux mini-ordinateurs de type HP 21 MX couplés, mais assumant chacun des tâches bien précises. Tous deux ont la capacité d'exécuter des programmes en temps réel. Cet ensemble numérique est décrit de façon plus détaillée en /Réf. 8/.

Le premier calculateur effectue l'acquisition et le traitement des mesures. Un système multiplexeur à 16 voies, fonctionnant à haut niveau de tension ( $\pm 10$  V), permet une cadence d'acquisition allant jusqu'à 16 kHz dans le cas d'un stockage des données sur bande magnétique. Un scanner à 100 voies, fonctionnant à faible niveau de tension et dont la cadence d'acquisition peut atteindre 200 Hz, permet de prendre en compte les mesures permanentes de température (parois, carcasse métallique, grille et peigne fixe), par l'intermédiaire de l'une des voies du multiplexeur.

Ce calculateur est réservé à la mise au point et à la compilation des programmes. Il commande également les parois adaptables et les systèmes d'instrumentation, tels les scanivalves et les explorateurs.

Le second calculateur est chargé de la commande et du contrôle de la soufflerie. Il exécute des programmes développés et compilés sur la première unité. Il est doté de son propre système d'acquisition qui se compose d'un multiplexeur à 16 voies avec une cadence d'acquisition de 45 kHz. Un terminal est réservé à l'initialisation de l'essai et à la diffusion des caractéristiques du fonctionnement et des messages au cours de celui-ci. Le calculateur dispose en permanence des paramètres de fonctionnement mesurés sur la soufflerie et commande l'injection d'air moteur et d'azote liquide, l'évacuation, le second col et, pour les futurs essais avec maquette, l'introduction du profil.

En cours d'essai, un interrupteur manuel permet d'arrêter le programme de commande et de passer à la phase d'arrêt de la rafale.

Pour des raisons de sécurité, un dispositif électronique indépendant, installé sur la liaison avec les vannes d'injection d'azote liquide et d'évacuation, vérifie la cadence des ordres du calculateur. Cette cadence doit être de 10 Hz et le dispositif déclenche la fermeture des vannes d'injection d'azote et l'ouverture des vannes d'évacuation, s'il y a blocage du calculateur. Pendant l'essai, le calculateur contrôle les mesures dix fois par seconde et passe à la phase d'arrêt de la rafale en cas d'anomalie.

## 2 - ANALYSE D'UNE RAFALE CRYOGENIQUE

Nous avons choisi un essai cryogénique donné pour servir d'exemple dans cette note. Il servira d'une part à illustrer le mode de réalisation d'une rafale cryogénique. D'autre part, on donnera pour cet essai des résultats plus complets de mesures de température concernant l'écoulement dans la chambre et les parois internes du circuit, auxquels on se réfèrera également dans le chapitre consacré à l'analyse des distributions transversales de température dans la chambre de tranquillisation et la veine d'essai.

Il s'agit d'une rafale à très basse température, faisant partie des essais de détection optique de particules, réalisée à un nombre de Mach dans la veine de 0,83 et à une pression génératrice de 2 bars. La température nominale de l'essai  $T_i = 95$  K semble cependant constituer la limite du domaine de fonctionnement de la soufflerie /Réf. 10/. Il en résulte que les problèmes spécifiques du fonctionnement cryogénique seront bien mis en évidence par l'exemple choisi.

### 2.1. Les diverses phases de l'essai cryogénique

La note citée en référence /8/ est consacrée à la méthode de commande et de régulation qui permet de réaliser une rafale cryogénique. Rappelons simplement que le principe général de la méthode consiste à traiter chaque phase de l'essai comme un problème de régulation particulier, ce qui permet l'utilisation de modélisations simplifiées de la soufflerie et, en particulier, de séparer le contrôle de la pression et du nombre de Mach de celui de la température.

La planche 5 présente l'évolution des paramètres de commande et de fonctionnement au cours de l'essai.

La phase préliminaire de toute rafale cryogénique consiste à lancer la soufflerie à température ambiante, à faible pression génératrice et à faible nombre de Mach. Le débit d'air moteur injecté est suffisant pour obtenir un nombre de Mach dans la veine de 0,27. Le col non amorcé est déjà dans la position correspondant au nombre de Mach nominal de l'essai. Sur le circuit d'évacuation, les vannes de régulation sont toutes ouvertes et la vanne continue se trouve à une position compatible avec les valeurs nominales du Mach et de la pression. Dans notre cas, cette phase dure environ 5 secondes et la pression génératrice s'établit à une valeur de 1,1 bar.

La première phase de la rafale cryogénique consiste à refroidir et à stabiliser cet écoulement à faible nombre de Mach à la température nominale de l'essai. Les vannes d'injection d'air et d'évacuation restent dans leurs positions. Le calculateur commande l'injection d'un débit d'azote liquide égal au double de la valeur nécessaire pour refroidir le débit d'air moteur ( $Q_{LN2} = 3 \text{ kg/s}$  dans notre cas), puis le ramène à cette valeur par une double rampe lorsqu'il prévoit que la quantité injectée est suffisante pour amener l'écoulement à la température visée. Après cette opération qui, dans notre cas, dure 20 secondes, la température génératrice est très voisine du niveau souhaité et le calculateur lance une régulation en boucle fermée de la température, identique à celle qui sera utilisée pendant la troisième phase et qui permet un ajustage plus fin. Cette phase prend fin lorsque la stabilisation à la température nominale est jugée satisfaisante. C'est à ce moment-là qu'au cours des futurs essais, le calculateur lancera l'ordre d'introduction de la maquette prérefroidie. Dans notre cas, la durée totale de la première phase est de 26 secondes, dont 6 secondes sont consacrées à la régulation finale.

La deuxième phase consiste à augmenter simultanément le nombre de Mach et la pression génératrice jusqu'aux valeurs nominales, tout en maintenant relativement constante la température de l'écoulement. Pendant toute cette phase, alors que les variations du Mach et de la pression sont effectuées par action sur les débits moteur et évacué, le maintien de la température est assuré de manière indépendante par un débit d'azote liquide calculé pour refroidir le débit d'air moteur et pour compenser l'effet de compression.

Au début de cette phase, les vannes de régulation se ferment sur le circuit d'évacuation et le débit moteur augmente jusqu'à une valeur qu'il gardera pendant la suite de l'essai et qui est suffisante pour amorcer le col et obtenir la pression de 2 bars souhaitée, compte tenu de la position choisie de la vanne continue d'évacuation. La pression génératrice augmente rapidement et lorsqu'elle atteint 2 bars, sa régulation par l'intermédiaire du débit évacué commence. Cette phase se termine lorsque sa stabilisation est obtenue. Sa durée est dans notre cas de l'ordre de 30 à 35 secondes. On constate également que pendant cette phase, la température de l'écoulement subit des variations assez importantes, de l'ordre de plusieurs degrés, autour de la valeur  $T_i = 95 \text{ K}$ .

Pendant la troisième phase, on maintient les paramètres de fonctionnement de la soufflerie aux valeurs nominales de l'essai, pendant la durée nécessaire aux mesures aérodynamiques. Celles-ci ont consisté, dans le cas de nos essais, en explorations de température dans la veine et en mesures de fluctuations de température et de pression. Pendant cette phase, se déroulent simultanément la régulation de la pression par le débit évacué et celle en boucle fermée de la température qui est reprise dès la partie finale de la phase précédente. On observera que pendant cette phase, qui dure une vingtaine de secondes, la température génératrice est remarquablement stable et reste comprise dans une bande de largeur 1 K. Le débit d'azote liquide est de l'ordre de 11 kg/s.

L'arrêt de la rafale est effectué en stoppant l'injection d'azote liquide et en ouvrant l'évacuation, avant de réduire le débit moteur.

## 2.2. Températures de paroi dans le circuit de retour

L'évolution au cours de l'essai des températures mesurées par les thermocouples (§ 3.1.1.) collés à la paroi interne isolante de divers éléments de la partie basse du circuit de retour, est présentée sur les planches 10 et 11.

Dans le deuxième diffuseur qui est disposé verticalement immédiatement à l'aval de l'élément d'injection d'azote liquide et à la paroi basse, en sortie du deuxième coude, le niveau constant de l'ordre de 87 K mesuré pendant les dernières phases de l'essai, où le débit réfrigérant est important, montre qu'il existe un ruissellement sensible d'azote liquide.

Il ne semble pas cependant que ce phénomène prenne des proportions très importantes puisque la région concernée comporte un puisard et que la rafale se poursuit normalement. Le dispositif de sécurité de la soufflerie comprend en effet trois puisards situés aux points bas du circuit (entrée et sortie de la partie horizontale basse du circuit de retour, paroi externe de la chambre de tranquillisation) et la détection d'une quantité sensible d'azote liquide au fond de ces puisards provoque l'arrêt de la rafale.

Pendant la phase finale stabilisée, ce ruissellement n'est pas détecté plus à l'aval du circuit de retour. Les températures de paroi mesurées sur la génératrice basse du troisième diffuseur sont supérieures de quelques degrés à la température génératrice de l'écoulement : cet écart augmente et atteint 6 K à l'amont du troisième coude.

Il faut signaler cependant qu'à la fin de la phase de mise en froid de l'écoulement à faible nombre de Mach, le ruissellement est détecté pendant une dizaine de secondes sur la presque totalité de la génératrice basse du troisième diffuseur, mais s'arrête toutefois avant l'entrée du troisième coude. La localisation de ce phénomène se réduit au voisinage du deuxième coude pendant les phases suivantes de la rafale.

Les températures de paroi dans la suite du circuit de retour présentent toujours un écart positif avec celle de l'écoulement, qui évolue en phase stabilisée de la valeur 6 K en entrée du troisième coude à celle de 11 K au début de la chambre de tranquillisation. En fonctionnement cryogénique, on mesure systématiquement une température de paroi en sortie de chambre de tranquillisation très élevée par rapport à la température génératrice, l'écart étant de l'ordre de 50 K.

On peut donc retenir que le ruissellement d'azote liquide, bien mis en évidence dans la région du deuxième coude, au cours de cet essai qui représente les conditions extrêmes d'utilisation de la soufflerie vers les basses températures, reste suffisamment faible pour être ignoré des dispositifs de sécurité et pour que les flux de chaleur à la paroi l'empêchent de s'étendre.

### 2.3. Températures de paroi dans le collecteur et la veine d'essai

L'évolution des températures de paroi mesurées le long du collecteur et de la veine d'essai, ainsi que la position des thermocouples, figure sur la planche 9.

L'allure générale du phénomène est la suivante : l'écart de température entre la paroi et l'écoulement diminue franchement dans le collecteur et passe d'une valeur de 26 K à l'entrée de celui-ci à une valeur de 12 K dans la partie amont de la veine. Une diminution plus faible se poursuit dans la veine et l'écart de température entre les thermocouples amont et aval distants d'environ 1,25 m est de l'ordre de 3 K. Les ordres de grandeur sont donnés pour la phase stabilisée de l'essai.

L'isolation interne de cette portion du circuit se compose de :

- 5 mm de polyuréthane dans la moitié amont du collecteur,
- 5 mm de liège Norcoat dans sa moitié aval et dans la veine.

L'échange thermique à la paroi en régime permanent s'écrit :

$$\frac{\lambda}{e} (T_m - T_p) = h(T_p - T_F)$$

d'où on tire :

$$T_p = \frac{he T_F + \lambda T_m}{he + \lambda}$$

où la température de paroi  $T_p$  est exprimée en fonction de la température de la carcasse métallique  $T_m$  et de la température de frottement de l'écoulement  $T_F$  qui intervient dans les échanges thermiques à la paroi et qui est liée à la température génératrice par un facteur de récupération dépendant de la nature de la couche limite.  $\lambda$  et  $e$  sont respectivement la conductivité et l'épaisseur de l'isolant.  $h$  est le coefficient d'échange thermique.

Il apparaît nettement que le phénomène prépondérant dans le collecteur est l'augmentation importante du coefficient d'échange thermique  $h$  avec la vitesse de l'écoulement. A la traversée de cet élément, la température de paroi se rapproche rapidement de celle de l'écoulement mais son évolution présente une discontinuité au niveau du changement d'isolant. La conductivité du liège Norcoat est en effet de  $\lambda \approx 0,06$  W/mK, alors que celle du polyuréthane n'est que de  $\lambda \approx 0,025$  W/mK. Cette différence provoque une réaugmentation de quelques degrés de la température de paroi.



La diminution de la température de paroi le long de la veine, qui est un phénomène constaté systématiquement au cours des essais cryogéniques et dont l'amplitude varie un peu d'un essai à l'autre et peut atteindre 4 à 5 K entre les thermocouples extrêmes, est plus difficile à expliquer.

Le long de la veine, la vitesse est uniforme et le coefficient d'échange  $h$  diminue légèrement avec le frottement aérodynamique de l'amont à l'aval de la veine, ce qui suggérerait plutôt une augmentation de la température de paroi dans ce sens.

Les caractéristiques de l'isolation et la température du métal sont uniformes le long de la veine et le seul paramètre qui permette d'expliquer ce phénomène est la température de frottement. On montre au Chapitre 2 de cette note qu'il existe dans la veine un gradient thermique de paroi largement plus étendu que la couche limite dynamique et qui évolue peu longitudinalement. Par contre, l'épaisseur physique de la couche limite augmente sensiblement le long de la veine. Il est donc vraisemblable que l'échange thermique à la paroi, qui est lié à la couche limite dynamique, fasse intervenir une température  $T_F$  liée à la température d'arrêt à la frontière de la couche limite et qui diminue donc à la traversée de la veine. Compte tenu des profils de température d'arrêt mesurés au voisinage de la paroi, un épaissement de l'ordre de 1 cm de la couche limite dynamique permet d'expliquer une variation de l'ordre de 3 K de la température de frottement et donc de la température de paroi qui présente une variation du même ordre de grandeur, compte tenu de l'isolation interne et de la valeur importante du coefficient d'échange  $h$  dans la veine.

#### 2.4. Températures de la carcasse métallique

L'évolution des températures de divers éléments de la structure métallique du circuit est donnée sur la planche 12 dans le cas d'une rafale relativement longue, où l'écoulement se trouve à la température nominale pendant une durée dépassant 100 secondes, réalisée à  $M = 0,80$  et  $P_i = 2$  bars, à la température génératrice  $T_i = 100$  K. Ces résultats n'ont pas pu être récupérés dans le cas de l'essai à  $T_i = 95$  K à cause d'un mauvais stockage des données sur bande magnétique.

Les deux éléments qui se refroidissent le plus sont l'évacuation et le deuxième diffuseur, qui ont été tous deux reconstruits en acier inoxydable, métal qui conserve ses qualités mécaniques à basse température, lors de la cryogénisation de la soufflerie.

Le deuxième diffuseur situé immédiatement en aval de la pièce d'injection d'azote liquide et en contact thermique avec celle-ci, subit une variation de température de l'ordre de 7 K pendant la durée de l'essai.

L'élément d'évacuation, isolé intérieurement mais prolongé par les conduits importants, réalisés en inox et non isolés, du circuit d'évacuation se refroidit d'environ 16 à 18 K pendant la rafale.

Au niveau des pièces du circuit à haute vitesse, porte de la veine et coude injecteur, le refroidissement est de l'ordre de 2 K.

Les pièces dérivant le moins en température sont celles du circuit de retour, y compris le deuxième coude pourtant proche de l'injection d'azote liquide : le refroidissement y reste de l'ordre du degré.

On peut remarquer enfin que les valeurs des températures initiales des divers éléments du circuit sont assez dispersées. Ceci est dû au fait que cette rafale n'était pas la première de la journée et qu'aux flux thermiques à la paroi interne pendant les essais vient s'ajouter l'effet des gaz froids qui s'accumulent dans la fosse contenant la partie basse du circuit de retour.

### 3 - DISTRIBUTIONS TRANSVERSALES DE TEMPERATURE DANS LA CHAMBRE DE TRANQUILLISATION ET LA VEINE D'ESSAI

#### 3.1. Instrumentation

##### 3.1.1. Thermocouples et montages utilisés pour la mesure des températures

Les températures sont mesurées par des thermocouples cuivre-constantan, fabriqués par RdF. La soudure est noyée dans une plaquette en fibre et résine, de 15/100 mm d'épaisseur. La partie utile de la plaquette, contenant les conducteurs et leur raccord, a une largeur de l'ordre de 4 mm.

Ces thermocouples sont dotés de fils cuivre-constantan suffisamment longs pour éviter tout raccord dans les parties froides de la soufflerie. Ceux-ci sont effectués au niveau de sources de référence qui sont, soit à température ambiante, soit à  $T = 0^{\circ}\text{C}$ .

Ces plaquettes ont un temps de réponse relativement faible, qui dépend bien sûr de l'échange thermique avec le milieu : dans la chambre de tranquillisation, où la vitesse de l'écoulement est d'une dizaine de mètres par seconde, on peut ainsi faire des mesures jusqu'à une fréquence de l'ordre de 5 Hz.

Le montage le plus couramment utilisé à la soufflerie T2 pour mesurer la température de l'écoulement consiste à disposer la plaquette parallèlement à la direction du vent et à la maintenir par collage ou encastrement sur un support en bois dur qui laisse libre le voisinage de la soudure. La sonde ainsi obtenue peut être portée par divers dispositifs, généralement métalliques. La tenue mécanique du montage dans l'écoulement impose de rapprocher le support de la plaquette jusqu'à une distance de 2 ou 3 mm de la soudure. Généralement, la mise en température du support est plus lente que celle de la plaquette et dans le cas de supports métalliques, initialement testés à la soufflerie pilote T'2, on constate une influence sensible de leur température sur la mesure obtenue. Les supports en bois dur, systématiquement utilisés à la soufflerie T2, ont permis de supprimer cette source d'erreur. Ce résultat, constaté expérimentalement, s'explique vraisemblablement par la conductivité plus faible des bois, leur chaleur volumique  $\rho c$  étant, dans le cas des bois durs utilisés (chêne, houx) à peine plus faible que celle des métaux. D'autre part, notre savoir-faire a augmenté en ce qui concerne la réalisation de collages, efficaces mais suffisamment discrets, de la plaquette sur son support.

Une telle sonde, en équilibre avec l'écoulement, permet de mesurer une température de frottement qui est liée à la température d'arrêt par la relation :

$$T_F = \frac{1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2} \times T_i$$

où intervient le facteur de récupération  $r$  qui dépend de la géométrie de la

sonde et de la turbulence de l'écoulement. Les valeurs du facteur de récupération pour nos sondes sont de l'ordre de 0,8. Pour plus de commodité, nous appellerons par la suite "sonde de récupération" ce montage de la plaquette de thermocouple.

Cependant, la détermination précise du gradient thermique au voisinage de la paroi de la veine, qui est l'un des buts de cette étude, exige un sondage en température dans la région de couche limite. L'utilisation à cette fin d'une sonde de récupération implique la connaissance de la vitesse locale et celle, plus délicate, de l'évolution du facteur de récupération dans les zones fortement turbulentes proches des parois. Nous avons alors essayé de réaliser une sonde de température d'arrêt, suffisamment peu encombrante pour explorer la région de paroi et qui combine une plaquette de thermocouple et la technique du support en bois. Cette sonde est décrite au paragraphe 3.1.4..

On peut également signaler ici que ce sont les mêmes plaquettes de thermocouples cuivre-constantan, simplement collées, qui équipent les parois isolantes internes et les parois métalliques externes de la soufflerie. Cette technique de mesure des températures de paroi est acceptable uniquement lorsque les températures de la paroi et du milieu gazeux sont relativement voisines. Elle est en particulier inacceptable dans le cas d'une maquette métallique en déséquilibre thermique avec l'écoulement.

### 3.1.2. Grille de thermocouples de la chambre de tranquillisation

Depuis son adaptation cryogénique, la soufflerie est équipée en permanence d'une grille qui répartit 25 thermocouples montés en sonde de récupération, dans toute la section de la partie aval de la chambre de tranquillisation. Des câbles métalliques tendus portent à leur intersection des manchons qui reçoivent les supports en bois des thermocouples. La planche 13 présente la géométrie de la grille et le montage des sondes.

L'espacement de 0,3 m des points de mesure permet d'obtenir une bonne définition de la distribution de température dans la partie centrale de la section mais néglige les gradients de paroi. Ceci nous a conduit à compléter la grille par deux peignes fixes identiques, installés à la paroi basse en entrée et en sortie de la chambre de tranquillisation. Chacun de ces peignes dont les dimensions figurent à la planche 7, comporte cinq thermocouples montés en sonde de récupération sur support en bois.

### 3.1.3. Peigne d'exploration de la veine d'essai

Ce dispositif d'exploration, présenté à la planche 14, a été réalisé spécialement pour l'étude des distributions transversales de température et de pression dans la veine d'essai : le choix d'un peigne mobile à trois dents permet, au cours d'un essai, d'obtenir une exploration transversale complète de la veine, tout en conservant une bonne définition de la zone explorée, ce qui est particulièrement intéressant aux abords de la paroi.

Le peigne traverse horizontalement la partie amont de la veine d'essai. Sa structure est formée d'une lame de laiton, d'épaisseur 5 mm, munie d'un bord d'attaque et d'un bord de fuite schématiques. A la traversée des parois, des sous-hublots en téflon permettent d'obtenir un ajustement et un glissement suffisants.

Chacune des trois dents comporte un thermocouple monté en sonde de frottement sur support en bois (la plaquette est disposée verticalement) et une sonde de pression d'arrêt, constituée d'un tube aplati, située dans le même plan vertical. Les deux dents extrêmes sont dessinées de façon à pouvoir appliquer le thermocouple et la sonde de pression sur les parois en liège Norcoat de la veine.

L'espacement des dents est de 115 mm. La course nécessaire pour explorer les 390 mm de largeur de la veine est de 160 mm. La largeur des zones de recouvrement explorées successivement par deux dents est de 45 mm.

Le peigne est mû par un moteur pas à pas associé à une vis à bille. Au cours de nos essais, le mouvement d'exploration est effectué pendant la troisième phase, réservée aux mesures, de la rafale cryogénique ; le peigne explore d'une paroi à l'autre en environ 30 secondes.

Le dépouillement des mesures est effectué en attribuant à chaque sonde de température un facteur de récupération constant, déterminé pour un essai donné ( $M = 0,8$ ,  $T_i = 150$  K), dans la partie centrale de l'écoulement, compte tenu du nombre de Mach et de la température génératrice mesurée dans la chambre. Ces valeurs du facteur  $r$  qui sont conservées pour tous les essais permettent de tenir compte de l'effet du nombre de Mach local et d'obtenir

une approximation de la température d'arrêt au niveau de la sonde. La différence  $T_i \text{ sonde} - T_i$  permet de supprimer les dérives ou les variations de la température de l'écoulement autour de la valeur de consigne et d'obtenir la distribution spatiale. Les résultats obtenus dans la couche limite dynamique pourront être comparés avec ceux, plus précis, obtenus avec la sonde de température d'arrêt.

#### 3.1.4. Sonde de température d'arrêt

Cette sonde, présentée à la planche 15, se compose d'une plaquette de thermocouple cuivre-constantan de type RdF, contenue dans un corps creux réalisé en bois et destiné à arrêter, si possible isentropiquement, l'écoulement. Elle est destinée à l'exploration des gradients thermiques pariétaux. Sa forme générale s'inspire de celle d'une prise de pression d'arrêt du type "sonde de couche limite" et sa configuration asymétrique lui permet de faire des mesures à la paroi même. L'écoulement pénètre à l'amont par une fente, vient entourer la plaquette de thermocouple disposée en retrait, parallèlement à l'écoulement et à la fente et un trou ménagé à l'aval sur la face opposée à la paroi permet d'assurer un débit continu.

L'épaisseur totale de la prise d'air amont est de l'ordre de 7/10 de mm et celle de la fente, de 2/10 mm. Le maître-couple est de 6 x 5 mm<sup>2</sup>.

Le bois a été choisi pour sa faible conductivité en raison des risques d'influence thermique des supports et du corps de sonde lui-même sur la plaquette de thermocouple et le faible débit prélevé sur l'écoulement. Cette réalisation demandait un usinage assez précis et nous avons employé un bois dur à grain très serré, le houx. Les assemblages sont réalisés par collage.

Cette sonde est associée avec une sonde de pression d'arrêt et les explorations sont effectuées horizontalement, dans la région voisine de l'axe de la paroi gauche, à environ 45 cm de l'entrée de la veine d'essai. Les sondages transversaux complets avec le peigne mobile ont lieu dans la même section de la veine. Les deux dispositifs de sondage ne sont pas mis en oeuvre simultanément au cours de la même rafale.

Les profils de température d'arrêt présentés sur les planches sont donc obtenus par simple différence avec la température génératrice de l'écoulement mesurée dans la chambre.

### 3.2. Présentation générale des essais et des planches

#### 3.2.1. Explorations transversales complètes de la veine d'essai

Les explorations transversales de la veine d'essai avec le peigne mobile sont effectuées, à la pression génératrice de 2 bars, à deux valeurs du nombre de Mach :  $M = 0,8$  et  $M = 0,55$  et pour des températures génératrices allant de  $T_i = 105$  K à l'ambiante.

Les distributions de température et de pression obtenues à  $M = 0,8$  et aux niveaux de température génératrice 295 K, 200 K, 180 K, 150 K et 120 K sont présentées sur les planches 19 à 24. La planche 28 regroupe les champs thermiques mesurés à ce même nombre de Mach dans la veine.

A la température de 150 K, deux explorations en sens inverse ont été réalisées au cours d'essais identiques, afin de détecter une influence éventuelle de l'inertie thermique de la sonde de température sur la distribution mesurée : en effet, un temps de réponse trop important par rapport à la vitesse de déplacement de la sonde à travers un gradient thermique, conduit à une erreur dont le signe s'inverse avec le sens du mouvement. Les deux explorations (planches 22 et 23) conduisent à des distributions mesurées analogues et confirment les qualités du montage de la plaquette de thermocouple sur un support en bois.

De la même façon, les distributions de température et de pression obtenues au nombre de Mach  $M = 0,55$ , sont présentées sur les planches 25 à 27, pour les niveaux de température génératrice 295 K, 150 K et 105 K. La planche 29 regroupe les champs de température mesurés au cours de ces mêmes essais.

#### 3.2.2. Sondages de pression et de température d'arrêt à la paroi de la veine

Les explorations à la paroi de la veine d'essai avec la sonde de température d'arrêt sont effectuées à la pression génératrice de 2 bars, à un nombre de Mach dans la veine de 0,8 et aux températures génératrices

de 290 K, 200 K, 150 K et 120 K. Au niveau  $T_i = 150$  K, on effectue également, au même nombre de Mach, un sondage en sens inverse de celui habituellement utilisé (de la paroi vers le centre de la veine), ainsi qu'un essai à un nombre de Mach plus faible, de l'ordre de 0,55. Les résultats des sondages figurent sur les planches 30 à 35. La planche 36 regroupe les gradients thermiques mesurés à la paroi, pour un nombre de Mach de 0,8, aux diverses températures d'essai.

Les distributions de température à la paroi, mesurées au cours des deux sondages en sens inverse (planches 32 et 33) sont pratiquement semblables et permettent de conclure que le temps de réponse de la sonde de température d'arrêt est suffisamment faible, compte tenu de la vitesse du mouvement d'exploration et ne provoque pas d'erreur dans la mesure du gradient thermique.

Signalons en outre qu'au cours des essais à  $T_i = 150$  K présentés sur les planches 32 et 34, le signal de mesure de la sonde de température d'arrêt est perturbé par un bruit d'origine électrique, sans rapport avec une éventuelle fluctuation de température.

Les distributions de température obtenues à la paroi gauche de la veine avec le thermocouple monté en sonde de récupération du peigne mobile sont comparées à celles mesurées au même endroit avec la sonde d'arrêt, à un nombre de Mach de 0,8 et pour les températures génératrices de 295 K, 150 K et 120 K, sur les planches 38, 39 et 40. On figure également les distributions de pression d'arrêt, mesurées par les deux dispositifs de sondage qui sont sensiblement identiques.

### 3.2.3. Mesures permanentes de température dans la chambre de tranquillisation et la veine

Au niveau de la grille de thermocouple et des peignes fixes de paroi, dans la chambre de tranquillisation, ainsi qu'aux parois du collecteur et de la veine, les températures sont mesurées en permanence au cours de tous les essais.

L'évolution de la distribution de température dans la chambre, mesurée par la grille, au cours de l'essai à  $T_i = 95$  K et  $M = 0,8$  présenté au Chapitre 2, figure sur la planche 6. On présente également pour cet essai



les températures mesurées au voisinage de la paroi basse de la chambre, par les deux peignes fixes (planche 7) qui permettent de préciser le gradient thermique dans cette région (planche 8) ainsi que l'évolution des températures de paroi enregistrées le long du collecteur et de la veine d'essai (planche 9).

Les distributions de température dans la chambre de tranquillisation pendant la phase finale stabilisée d'essais à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars, à différentes températures couvrant le domaine de fonctionnement cryogénique, se trouvent sur les planches 16 et 17. La planche 18 présente ces mêmes distributions obtenues lors d'essais réalisés à la même pression génératrice et à un nombre de Mach dans la veine plus faible :  $M = 0,55$ .

La température de paroi dans la veine est mesurée en trois points, répartis longitudinalement au centre d'une porte latérale et dont la position exacte figure sur la planche 9. Les sondages ont été effectués dans un plan situé entre les deux thermocouples les plus à l'amont et dont la position par rapport à ceux-ci est précisée sur la planche 37. On représente sur la planche 37 l'écart de température qui existe entre les trois points de la paroi de la veine et l'écoulement, à un nombre de Mach de 0,8 et pendant la phase finale de l'essai, en fonction de la température nominale de celui-ci. Cet écart de température est lié à l'amplitude du gradient thermique qui existe au voisinage de la paroi : on a donc reporté le niveau de température de paroi sur les courbes de sondage en température d'arrêt présentées sur les planches 30 à 35.

### 3.3. Caractéristiques générales des distributions transversales de température dans la chambre de tranquillisation

Pendant la phase de descente en température, la chambre de tranquillisation est le siège de gradients thermiques transversaux qui s'étendent jusqu'au centre de l'écoulement et qui sont dus à la mise en froid des parois internes isolantes du circuit. Il faut souligner que le temps de réponse des thermocouples est grand, compte tenu de la faible vitesse en début de rafale et doit augmenter lorsqu'on se rapproche des parois où la vitesse est plus faible qu'au centre ; ce phénomène peut accentuer les gradients thermiques réels. La distribution de température est grossièrement symétrique, les régions de paroi sont plus chaudes : à titre d'exemple, on relève en fin de mise en froid, dans le cas de la rafale à  $T_i = 95$  K et

$M = 0,8$  (planche 6), des écarts de l'ordre de 9 K entre les thermocouples extrêmes de la grille et les régions centrales. Des gradients thermiques très importants prolongent cette distribution (planche 8) et l'écart de température entre la paroi au niveau de la grille et le centre de l'écoulement est de l'ordre d'une centaine de degrés.

Pendant les phases suivantes de la rafale, les gradients thermiques sur la section de  $1,2 \times 1,2 \text{ m}^2$  couverte par la grille, se résorbent rapidement : on obtient une distribution que l'on peut qualifier d'uniforme à 1 degré près, si l'on excepte les écarts maximaux de l'ordre de 2 K qui sont généralement enregistrés aux coins de la section carrée. Au cours de la rafale froide prise en exemple (planche 6), cet état est atteint avant le début de la phase finale stabilisée de l'essai : l'instant  $t = 44 \text{ s}$  auquel est présentée la carte des températures correspond à la fin de la montée en Mach et en pression.

Le peigne fixe de température permet de compléter cette distribution en phase stabilisée dans la région voisine du centre de la paroi basse. On trouve ainsi que, dans le cas de l'essai à  $T_i = 95 \text{ K}$ , l'épaisseur de la couche limite thermique reste inférieure à une valeur de l'ordre de 10 cm, bien que l'écart de température mesuré à la paroi,  $T_p - T_i$ , soit de 50 K environ. En fait, les thermocouples du peigne sont trop espacés pour mieux préciser l'étendue du gradient pariétal et seul le point de mesure le plus proche de la paroi, distant de 4 cm, présente un écart notable (6 K) avec l'écoulement. Toutefois, cette étendue semble s'accroître lorsqu'on s'approche des coins de la chambre.

Cette distribution de température pratiquement uniforme, avec des écarts de l'ordre du degré, sur la section de la chambre couverte par la grille de thermocouples, est obtenue en phase stabilisée quelle que soit la température de fonctionnement cryogénique. Dans le cas de nos essais à  $M_{\text{veine}} = 0,8$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$ , il n'y a pas d'aggravation sensible des écarts thermiques lorsque la température de fonctionnement décroît : l'uniformité des distributions obtenues est équivalente pour des essais allant de  $T_i = 95 \text{ K}$  à  $T_i = 200 \text{ K}$  (planches 16 et 17). On constate également que pour un fonctionnement à la température ambiante, le champ de

température est très uniforme et qu'il le reste dans le cas d'un fonctionnement cryogénique à température élevée (250 K) : on détecte cependant une légère asymétrie qu'on peut imputer à celle de l'injection périphérique d'azote liquide.

Dans le cas des essais réalisés à un nombre de Mach dans la veine plus faible, de l'ordre de 0,55, les distributions de température obtenues dans la chambre (planche 18) sont analogues et leur uniformité au niveau de la grille ne dépend pas de la température de l'essai cryogénique.

### 3.4. Caractéristiques générales de la distribution transversale de température dans la veine d'essai

Les distributions transversales de température dans la veine ne sont connues expérimentalement que pendant la phase finale stabilisée des essais. Les explorations réalisées avec le peigne mobile, sur tout le domaine de fonctionnement cryogénique, montrent que leur configuration générale est la suivante :

- une zone centrale uniforme ;
- des zones à fort gradient thermique, au voisinage des parois, plus chaudes que l'écoulement central.

L'étendue des gradients thermiques pariétaux que les sondages de température d'arrêt permettent de bien préciser à la paroi gauche de la veine (§ 3.5.1.) est de l'ordre de 50 mm et ne varie pas, de  $T_i = 200$  K à  $T_i = 105$  K, avec le niveau de température de l'essai cryogénique. Cette dimension, donnée pour des essais à un nombre de Mach dans la veine de 0,8, reste sensiblement la même au nombre de Mach 0,55.

L'amplitude de ce gradient augmente lorsque la température de l'essai diminue et passe, pour un nombre de Mach dans la veine de 0,8, d'une valeur d'environ 7 K à  $T_i = 200$  K à une valeur de l'ordre de 12 K pour des températures de fonctionnement plus basses, de 150 K à 105 K.

La zone centrale pratiquement uniforme, de largeur 30 cm environ, qui importe pour les futurs essais avec maquette, est obtenue indépendamment des conditions de la rafale. Les écarts de température y sont de l'ordre

du degré et on ne décèle aucune variation significative de la forme du champ de température dans cette région, avec la température de fonctionnement. Signalons qu'on retrouve pour un fonctionnement à température ambiante, une telle zone uniforme plus importante, de largeur 355 mm : dans ce cas, l'épaisseur de la couche limite thermique et de la couche limite dynamique est la même et de l'ordre de 17 mm, au niveau de la section de sondage.

On constate une légère asymétrie entre les deux zones pariétales plus chaudes, peu nette pour  $T_1 = 200$  K, mais qui apparaît systématiquement lorsque la température génératrice de l'essai devient inférieure à cette valeur : le gradient thermique à la paroi droite est moins étendu et d'amplitude un peu plus faible que celui de la paroi opposée. Cette différence est soulignée par le fait que les couches limites dynamiques mesurées par les sondes de pression sont, elles, symétriques. Pour chiffrer ce phénomène, on peut dire que pour les nombres de Mach dans la veine  $M = 0,8$  et  $M = 0,55$  et pour des températures allant de 105 K à 150 K, les écarts enregistrés sont de l'ordre de 2 cm pour les étendues et de 2 K pour les amplitudes. L'épaisseur de la zone chaude à la paroi droite est donc d'environ 3 cm. Signalons que les sondages en température d'arrêt et les résultats donnés pour le gradient thermique pariétal en général concernent la paroi gauche, où celui-ci est le plus important. Rappelons également que les explorations de la veine sont effectuées horizontalement et que les effets de gravité et d'inertie dans les coudes ne peuvent expliquer ce phénomène dont l'origine est sans doute liée à la génération du gradient thermique de paroi (§ 3.5.4.).

### 3.5. Gradient thermique de paroi dans la veine d'essai

Ce paragraphe a pour but de mieux préciser les caractéristiques du gradient thermique qui existe à la paroi de la veine, pendant la phase stabilisée, en fonction des conditions de l'essai cryogénique.

#### 3.5.1. Epaisseur

Dans la région de sondage, au centre de la paroi gauche dans la partie amont de la veine, le peigne mobile et le système d'exploration en pression et température d'arrêt, mesurent la même couche limite dynamique, dont l'épaisseur de l'ordre de 17 mm ne varie pas, à  $M = 0,8$  et  $M = 0,55$  avec la température génératrice de l'essai.

Les résultats les plus précis concernant l'étendue de la zone chaude de paroi et la forme du profil de température ont été obtenus avec la sonde de température d'arrêt. Les sondages réalisés à  $M = 0,8$  et aux températures génératrices de 200 K, 150 K et 120 K, regroupés sur la planche 36, montrent clairement que le gradient thermique de paroi est largement plus étendu que la couche limite dynamique et que son épaisseur, qu'on peut estimer à 50 mm, ne varie pas sensiblement avec la température de l'essai. D'autre part, le sondage réalisé à  $T_i = 150$  K et à  $M = 0,55$  ne permet pas de mettre en évidence de variation significative de cette épaisseur avec le nombre de Mach.

Ces résultats sont cohérents avec ceux obtenus aux mêmes nombres de Mach et à des températures allant de 200 K à 105 K, avec le peigne mobile, à la même paroi, à une seule différence près : la valeur absolue de l'épaisseur de la zone chaude de paroi, mesurée par le thermocouple monté en sonde de récupération du peigne mobile, est plus importante et de l'ordre de 65 mm. Cet écart peut s'expliquer par une augmentation du facteur de récupération de la sonde du peigne, qu'on suppose constant pour le calcul de la température d'arrêt, dans une zone bordant la frontière extérieure de la couche limite, où la turbulence thermique est déjà importante ; ce phénomène conduirait à surestimer l'étendue du gradient thermique effectif.

Cette explication est également suggérée par l'écart qui existe entre les mesures obtenues par les deux types de sondes, au cours d'essais à température ambiante (planche 38). Dans ce cas et pour un nombre de Mach dans la veine de 0,8, la sonde d'arrêt mesure une couche limite thermique d'épaisseur sensiblement égale à celle de la couche limite dynamique et dont le profil de température présente la forme caractéristique liée à la condition de flux nul à la paroi qui implique  $\int_0^{\delta} \left( \frac{\rho_u}{\rho_{eu}} \frac{h_i}{h_{ie}} - 1 \right) dy = 0$  : lorsqu'on pénètre dans la couche limite, la température d'arrêt augmente d'abord d'environ 1 K puis rejoint à la paroi la température de frottement dont la valeur est inférieure d'environ 4 K à la température génératrice de l'écoulement extérieur. Le profil de température d'arrêt obtenu dans les mêmes conditions avec la sonde de frottement a une forme générale assez différente : il ne comporte pas en particulier la bosse relevée dans la partie externe de la couche limite et l'épaisseur apparente du gradient thermique est sensiblement plus faible que celle de la couche limite dynamique.

Ces erreurs de mesures doivent vraisemblablement être attribuées à des variations notables, mais difficiles à estimer, du facteur de récupération de la sonde dans la couche limite dynamique.

On retient donc la valeur 50 mm obtenue par la sonde d'arrêt comme étendue du gradient thermique à la paroi gauche de la veine. Les explorations transversales complètes ayant montré que la zone plus chaude était moins épaisse à la paroi droite, on peut lui attribuer une étendue de 30 mm, si on estime que l'erreur commise par la sonde de récupération est la même. Cette interprétation optimiste mais plausible des résultats conduit à une largeur de 31 cm pour la zone centrale uniforme.

### 3.5.2. Amplitude

Les explorations réalisées avec la sonde de récupération du peigne mobile à la paroi gauche de la veine montrent que l'augmentation de température enregistrée à la traversée du gradient pariétal devient plus importante lorsque la température de l'essai diminue, mais se stabilise à une valeur de l'ordre de 11 K lorsqu'elle devient inférieure ou égale à 150 K. On enregistre ainsi un écart de 7 à 8 K au niveau de température  $T_i = 200$  K et à  $M = 0,8$ . Au cours des sondages réalisés aux températures les plus basses, l'un à  $T_i = 120$  K et  $M = 0,8$ , l'autre à  $T_i = 105$  K et  $M = 0,55$ , les écarts sont respectivement de 11 K et 10 K, valeurs que l'on retrouve aussi pour les essais plus nombreux réalisés à  $T_i = 150$  K et aux mêmes nombres de Mach dans la veine. Signalons également qu'au voisinage immédiat de la paroi, la vitesse est faible et l'influence du facteur de récupération réduite : les mesures de températures obtenues à ce niveau avec la sonde du peigne sont donc significatives.

Cette évolution de l'amplitude du gradient thermique de paroi avec la température de fonctionnement est confirmée par les mesures de température de paroi dans la veine. Les essais cryogéniques pour lesquels ces mesures sont disponibles sont assez nombreux et la courbe représentant les écarts de température entre la paroi et l'écoulement, en phase stabilisée et à  $M = 0,8$ , en fonction de la température de l'essai (planche 37) est validée statistiquement. Elle comporte en particulier plusieurs essais réalisés à  $T_i = 100$  K ou  $T_i = 95$  K.

Son allure générale est la suivante :

A température ambiante, la paroi adiabatique se trouve à une température de frottement inférieure d'environ 4 K à la température génératrice.

Lorsque la température de l'essai diminue, l'écart algébrique augmente et devient positif dès  $T_i = 250$  K. On retrouve à  $T_i = 200$  K une valeur d'environ 7 K au niveau du plan de sondage.

Pour des températures génératrices inférieures ou égales à 150 K, les écarts de température à la paroi restent pratiquement constants au degré près et la courbe présente un palier de  $T_i = 150$  K au niveau de fonctionnement le plus bas  $T_i = 95$  K. On retrouve un écart au niveau du plan de sondage de l'ordre de 11 K à 12 K. Les écarts légèrement inférieurs relevés aux très basses températures suggèrent même l'existence d'un maximum à environ  $T_i = 120$  K mais les différences de température en jeu sont trop faibles vis-à-vis de l'incertitude des mesures pour qu'on puisse affirmer que ce résultat est significatif.

Signalons que les écarts de température relevés à la paroi de la veine au cours d'essais à  $M = 0,55$  se placent sensiblement sur la même courbe générale. On retrouve également sur ce graphique l'abaissement de quelques degrés de la température de paroi, de l'amont à l'aval de la veine, décrit au § 2.3..

Les résultats concernant l'amplitude du gradient thermique de paroi, obtenus par les sondages de température d'arrêt, ne concordent pas exactement avec ceux dus au peigne mobile et aux mesures de température à la paroi de veine. Le sens général de variation et l'ordre de grandeur des écarts de température sont cependant les mêmes. Les sondages en température d'arrêt effectués à  $M = 0,8$  et regroupés à la planche 36 montrent une augmentation régulière de l'amplitude du gradient thermique de paroi avec la diminution de la température de l'essai, qui reste très nette entre les niveaux  $T_i = 150$  K et  $T_i = 120$  K : on trouve ainsi à ces deux températures de fonctionnement des écarts au voisinage de la paroi qui sont respectivement de 10 K et 13,5 K et qui encadrent la valeur de l'ordre de 11 K à 12 K mesurée à la paroi aux mêmes températures.

Nous n'avons pas trouvé d'explication sûre à ce phénomène qui met en jeu des différences de température qui restent de l'ordre de 2 K. On peut cependant noter que la sonde de température d'arrêt utilisée est encore un prototype : bien que son fonctionnement ait été vérifié dans des écoulements cryogéniques à vitesse relativement élevée ( $M = 0,6$  à  $0,8$ ), il est possible que, dans un écoulement à plus faible vitesse, telle la couche limite dynamique, la réduction du débit d'air traversant la sonde permette une influence thermique sensible des supports de la plaquette aux basses températures de fonctionnement.

D'autre part, le sondage à  $T_i = 120$  K cité est le seul qui ait été réalisé avec la sonde d'arrêt à une température inférieure à  $T_i = 150$  K. D'autres sondages à des températures plus basses, en inversant éventuellement le sens d'exploration, auraient sans doute permis de préciser le phénomène.

Pour ces raisons, nous retiendrons le comportement mis en évidence à  $M = 0,8$  et  $M = 0,55$  par les thermocouples du peigne d'exploration et les mesures de température de paroi dans la veine : augmentation de l'amplitude du gradient thermique de paroi lorsque la température de l'essai diminue jusqu'au niveau  $T_i = 150$  K puis stabilisation de cette amplitude à une valeur de 11 K à 12 K pour des températures de fonctionnement plus basses allant jusqu'à  $T_i = 95$  K.

### 3.5.3. Rappel des principaux résultats des sondages de température à la paroi de la veine, réalisés en octobre 1981

Ces sondages de pression et de température d'arrêt, effectués en régime cryogénique et à  $M = 0,8$ , présentés à la planche 41, ont l'intérêt de fournir des données sur l'évolution du gradient thermique de paroi, le long de la veine. Ils sont, en effet, réalisés horizontalement en deux points du centre de la paroi gauche de la veine :

- le point des sondages actuels situé à 45 cm de l'entrée de la veine ;
- un point de sondage dans la partie aval de la veine, distant du premier de 76 cm.

Le profil de température d'arrêt est mesuré par une "sonde de récupération" (§ 3.1.1.) à laquelle on affecte un facteur de récupération  $r$  déterminé au centre de l'écoulement.



La comparaison de ces sondages avec les sondages actuels fait apparaître une particularité : la couche limite dynamique mesurée à l'amont est plus importante au cours des essais les plus récents ; l'épaisseur physique passe de 13 mm à 17 mm. La première sonde explorait donc à température ambiante une couche limite plus fine. On estime toutefois que la sonde mesure bien le profil de température d'arrêt pour un gradient relativement plus étendu, en régime cryogénique.

Il convient de signaler également que des modifications, décrites au paragraphe suivant, ont été effectuées dans la chambre de tranquillisation dans le but de réduire la zone d'écoulement plus chaud décelée à la paroi de la veine, entre ces deux campagnes d'essais.

Les résultats sont les suivants :

- A l'amont de la veine, on mesure une couche limite dynamique d'épaisseur 13 mm et un gradient thermique à la paroi, celle-ci étant plus chaude, dont l'étendue est d'environ 50 mm aux niveaux  $T_i = 160$  K et  $T_i = 150$  K et dont l'amplitude augmente lorsque la température diminue. Les écarts de température entre le voisinage de la paroi et l'écoulement central sont relativement importants et atteignent une valeur de 18 K en fonctionnement à  $T_i = 150$  K.
- A l'aval, on trouve une couche limite dynamique d'épaisseur 23 mm et une zone chaude de paroi dont l'étendue est plus importante et de l'ordre de 60 mm aux niveaux  $T_i = 190$  K et  $T_i = 130$  K. L'amplitude du gradient varie de la même façon avec la température, mais les écarts de température à la paroi sont moins importants et de l'ordre de 15 K pour  $T_i = 130$  K.

Ces résultats sont comparables à ceux des sondages actuels. A l'amont, on mesure une étendue de la zone de paroi identique mais les écarts de température sont dans l'ensemble plus importants. Ces essais sont effectués à des niveaux de température trop espacés dans le domaine cryogénique pour permettre de confirmer l'existence d'une stabilisation de l'amplitude du gradient de paroi aux basses températures. On en retiendra essentiellement :

- L'existence d'une diffusion transversale de la zone chaude de paroi, le long de la veine. Une faible partie de l'augmentation de 10 mm de l'étendue du gradient entre les deux points de sondage est due à celle de l'épaisseur de déplacement de la couche limite dynamique, de l'ordre de 2 mm. Les phénomènes les plus importants sont donc vraisemblablement la conduction thermique et le mélange turbulent.
- L'existence d'une atténuation de l'amplitude du gradient de paroi le long de la veine, cohérente avec l'évolution longitudinale des températures de paroi, systématiquement mesurée au cours des essais cryogéniques. Ces mesures permettent d'estimer que dans la configuration actuelle de la soufflerie, cette diminution de l'écart de température à la paroi est de l'ordre de 5 K, sur la longueur de la veine.

L'évolution longitudinale du gradient pariétal est donc assez minime. Les caractéristiques obtenues au cours de nos essais au point amont sont donc susceptibles d'avoir évolué de la façon suivante au niveau des maquettes situées entre les deux points de sondage :

- augmentation de 5 mm de l'étendue de chaque zone de paroi ;
- diminution de l'ordre de 1 K à 2 K des écarts de température avec l'écoulement.

#### 3.5.4. Origine du gradient thermique de paroi

Dans tous les éléments de la soufflerie autres que la chambre de tranquillisation et l'évacuation, le fluide cryogénique reçoit, à la paroi, de la chaleur en provenance du milieu extérieur (structure métallique et atmosphère) et qui traverse l'isolation interne. Ceci est l'une des causes physiques qui crée une zone d'écoulement plus chaud à la paroi.

Dans la chambre de tranquillisation, cet échange avec le milieu extérieur existe bien sûr aussi, mais les phénomènes sont plus complexes. La chambre se compose de deux enveloppes métalliques, toutes deux isolées intérieurement :

- l'enveloppe extérieure, de section circulaire, qui fait partie du circuit métallique pressurisable de la soufflerie et qui reste à température ambiante ;
- l'habillage interne, de section carrée, constitué d'une série de cadres qui portent le filtre, le nid d'abeille et les grillages.

L'espace entre les deux enveloppes est en communication avec la partie centrale par des trous ménagés dans le divergent, en entrée de chambre.

Les cadres métalliques ne se refroidissent pratiquement pas ; leur température reste toujours beaucoup plus élevée que celle de l'essai cryogénique. Le gaz lui-même, relativement immobile, a, du fait de cet échange thermique, un écart de température non négligeable avec l'écoulement.

Le filtre et les grillages provoquent des pertes de charges dans l'écoulement qui se retrouve donc dans la partie aval de la chambre en légère dépression par rapport au caisson externe. On obtient donc, à ce niveau, une injection de gaz plus chaud à la paroi interne de la chambre, par les interstices imparfaitement étanches qui existent entre les différents cadres.

Il est également possible qu'un autre processus d'apport calorifique à la paroi vienne s'ajouter de façon non négligeable à l'échange thermique par convection avec la paroi isolée, qui est peu important compte tenu de la faible vitesse de l'écoulement : les grillages métalliques sont fixés sur les cadres peu refroidis et apportent donc de la chaleur à l'écoulement au voisinage de la paroi, par conduction et convection.

L'existence de ces phénomènes a été suggérée par le fait que le gradient thermique de paroi augmente de façon importante en amplitude et en épaisseur, à la traversée de la chambre de tranquillisation, alors qu'il s'agit de l'élément du circuit où l'échange thermique du fluide avec la paroi isolée est le plus faible.

Dans le but de réduire les circulations de fluide entre le caisson externe et la partie centrale de la chambre, l'étanchéité entre les cadres de l'enveloppe interne a été améliorée par l'installation de joints en mousse, fortement comprimés lorsque l'ensemble est monté.

Cette opération a effectivement permis de réduire la zone chaude de paroi dans la veine. Les sondages de température dans la veine, réalisés en octobre 1981 avant cette modification et dont on rappelle les principaux résultats au paragraphe précédent, mettaient en évidence au même point d'exploration, un gradient thermique d'étendue équivalente à celle mesurée actuellement mais avec des écarts au voisinage de la paroi nettement plus importants, de l'ordre de 18 K au niveau  $T_i = 150$  K.

Cependant, la mesure des gradients thermiques, en entrée et en sortie de chambre de tranquillisation, qu'on trouve pour l'essai à  $T_i = 95$  K et  $M = 0,8$  à la planche 8, montre que, même dans la configuration actuelle, l'apport de chaleur à la paroi est important. Pendant la phase stabilisée de l'essai et en entrée de chambre, la température de paroi est supérieure de 11 K à celle de l'écoulement et on peut estimer l'étendue du gradient thermique pariétal à 5 cm. En sortie de chambre, l'écart de température mesuré à la paroi est de 50 K et l'étendue du gradient thermique approche 10 cm.

L'échange de chaleur par convection à la paroi est insuffisant pour expliquer une telle variation. Il subsiste donc certainement des apports de chaleur parasites et, en particulier, des fuites de gaz moins froid en provenance du caisson extérieur : ce phénomène qui dépend surtout de l'étanchéité obtenue sur le pourtour de l'habillage interne permet peut-être d'expliquer l'asymétrie entre les zones pariétales, constatée dans la veine.

D'autre part, il est probable qu'une région mal desservie par l'écoulement existe dans l'angle que font les parois de la chambre et du collecteur et que l'échange thermique avec la paroi soit très faible à cet endroit. Ceci permettrait d'expliquer les températures de paroi très élevées qui sont systématiquement mesurées à ce niveau, pendant les essais cryogéniques.

On retient donc que le gradient thermique à la paroi de la veine est dû, d'une part aux pertes thermiques le long du circuit de retour essentiellement et, d'autre part, et dans une proportion notable, à la traversée de la chambre de tranquillisation où les phénomènes qu'on vient de décrire permettent un apport de chaleur dans la région de paroi relativement importante.

On peut remarquer enfin que l'épaisseur donnée pour le gradient thermique à la paroi en sortie de chambre est relativement peu importante par rapport à celle mesurée dans la veine, si l'on considère que le rapport de section entre la zone de paroi et la zone centrale uniforme se conserve à la traversée du collecteur.

Ceci peut s'expliquer par le fait qu'en sortie de chambre, le gradient de paroi est considérablement plus étendu dans les coins, comme cela a été noté au niveau des thermocouples de la grille, et que le collecteur génère des flux de parois en déformant de manière tridimensionnelle les couches limites.

D'autre part, dans la chambre, il est assez difficile d'estimer la limite effective du gradient de paroi, assez faible dans sa partie extérieure, avec les moyens de mesure dont on dispose.

#### 4 - ESSAIS AVEC PLAQUE PLANE

##### 4.1. Maquette et instrumentation

###### 4.1.1. Plaque plane

Il s'agit d'un profil de plaque plane, porté par les parois latérales de la veine d'essai, de corde 324 mm et d'épaisseur 12 mm, réalisé en Dural et destiné à tester diverses jauges de frottement en écoulement transsonique ainsi que son établissement en température. Cette plaque, dont le schéma figure sur la planche 42, est dotée d'un bord d'attaque elliptique et d'un bord de fuite schématisé en dièdre.

L'extrados est équipé de prises de pression statique et porte l'instrumentation. Des thermocouples répartis le long de la corde permettent de connaître la température du métal.

D'un point de vue thermique, cette plaque est initialement à la température ambiante et n'est dotée d'aucun système de refroidissement annexe. Les contacts thermiques avec la structure métallique de la soufflerie sont relativement restreints, puisque la plaque est portée par deux pions à chaque paroi.

#### 4.1.2. Mesure de la température de la plaque par thermocouples

Les thermocouples cuivre-constantan utilisés sont ceux décrits au paragraphe 3.1.1.. Les plaquettes sont disposées au fond de trous cylindriques ménagés dans la plaque et refermés par un bouchon du même métal : ce montage permet de mesurer effectivement la température de la maquette /Réf. 7/.

Quatre thermocouples dont le point de mesure se trouve au milieu de l'épaisseur de la plaque, sont ainsi répartis le long d'une corde voisine du centre de la plaque (planche 42). Afin d'obtenir une indication sur la variation de la température du métal dans l'épaisseur de la plaque, un cinquième thermocouple est installé au fond d'un trou plus profond, qui permet d'obtenir un point de mesure à 1 mm de la paroi. Ce thermocouple est situé à la même position le long de la corde que l'un des précédents, à 143 mm du bord d'attaque et légèrement décalé latéralement.

#### 4.1.3. Jauges de frottement à fil chaud

Ces jauges, développées au DERAT, dont la planche 43 présente un schéma, sont décrites dans la note citée en référence /12/.

L'élément sensible est un fil de tungstène de diamètre 5  $\mu$ , tendu entre deux broches et reposant sur une pastille de balsa, d'épaisseur 2 mm. L'ensemble, contenu dans un cylindre métallique, est implanté sur la maquette, la pastille de balsa et le fil affleurant à la paroi. Le fil est

disposé perpendiculairement à la direction générale de l'écoulement. La jauge est également munie d'un thermocouple propre, réalisé par la brasure d'un fil de cuivre et d'un fil de constantan, qui permet de connaître la température du cylindre métallique et donc de la maquette, dans le voisinage immédiat.

Quatre jauges sont réparties sur la corde voisine du centre, où sont également placés les thermocouples décrits au paragraphe précédent. Au cours de nos essais, seule la jauge située à 179 mm du bord d'attaque est en fonctionnement.

Le principe de fonctionnement d'une jauge de frottement à fil chaud est le suivant :

La résistance du fil de tungstène est liée à sa température par une relation biunivoque connue. Le fil peut être alimenté à résistance constante par une chaîne de mesure de type DISA. Sans vent, on impose au fil une résistance  $R$  correspondant à une surchauffe de l'ordre de 40 K par rapport à la température ambiante. La mesure de la tension  $E_0$  aux bornes du fil permet de connaître la puissance électrique  $\frac{E_0^2}{R}$  nécessaire pour maintenir la surchauffe, c'est-à-dire celle dissipée dans l'air par convection naturelle et dans le support par conduction.

On impose la même surchauffe lorsque l'écoulement est établi : il faut alors fournir une puissance électrique  $\frac{E^2}{R}$  plus grande, due à une importante dissipation de chaleur dans l'écoulement, qui est liée au frottement.

Dans l'hypothèse d'un équilibre thermique entre la maquette et l'écoulement, le fonctionnement de la jauge est décrit par la relation :

$$\frac{E^2}{R\Delta T} = \frac{E_0^2}{R\Delta T} + f(\rho_p \tau_p \mu_p)$$

$$\text{où } \Delta T = T_{\text{fil}} - T_{\text{écoulement}} = T_{\text{fil}} - T_{\text{maquette}}$$

L'étalonnage de ces jauges peut être réalisé, dans le domaine incompressible, grâce à un canal où le frottement est connu par mesure de la perte de charge. Les travaux actuels menés sur ces jauges consistent à étendre leur domaine d'étalonnage aux écoulements compressibles et transsoniques, en faisant appel en particulier à des sondages de couche limite.

Au cours de nos essais, à température ambiante ou cryogénique, nous imposons toujours au fil une résistance constante, déjà affichée avant le lancement de la soufflerie et qui correspond à une surchauffe de 43 K par rapport à la température ambiante.

Nous avons également fait opérer le fil de tungstène en mesure de température, en l'alimentant par un faible courant à intensité constante  $I = 3 \text{ mA}$ .

#### 4.1.4. Films DISA

Le film DISA réalise l'équivalent d'une jauge à fil de faible diamètre. Les conducteurs, broches et élément de mesure à faible section, obtenus par dépôt métallique d'or, sont contenus dans une plaquette de faible épaisseur, qui peut être collée sur la maquette.

Ce dispositif n'impose pas a priori une implantation de la jauge dans la maquette.

Ces films sont testés dans deux configurations :

- collage simple du film sur le métal de la plaque ;
- implantation d'une pastille en balsa, de diamètre 5 mm et d'épaisseur 2 mm sous l'élément sensible du film collé (planche 43).

Ces montages se trouvent au voisinage du centre de la plaque, à la même distance du bord d'attaque que la jauge à fil chaud étudiée (planche 42).



Les films ont été utilisés dans les mêmes conditions que la jauge à fil :

- alimentation en résistance constante correspondant à une surchauffe de 43 K par rapport à la température ambiante ;
- alimentation par un faible courant à intensité constante  
 $I = 3 \text{ mA}$ .

On présente sur la planche 44 deux exemples de courbes liant la résistance de l'élément de mesure à sa température, obtenues expérimentalement en enceinte thermostatée, pour une jauge à fil et un film DISA.

#### 4.2. Essais et résultats

##### 4.2.1. Présentation générale des essais

Les essais ont été réalisés à un nombre de Mach dans la veine de 0,6, à une pression génératrice de 2 bars et à trois niveaux de température : fonctionnement à température ambiante, sans injection d'azote liquide et rafales cryogéniques à des températures génératrices de 250 K et 150 K. La plaque est toujours à incidence nulle. Sur l'extrados, la transition de la couche limite est déclenchée par une bande de grains de carborandum placée à 10 mm du bord d'attaque.

La durée des rafales est importante dans le but d'analyser le temps de mise en froid de la plaque plane et l'évolution des indications des jauges au cours des diverses phases de l'essai et en fonction de l'état thermique de la maquette.

La planche 45 présente l'évolution des paramètres de l'écoulement  $M$ ,  $P_i$  et  $T_i$  et des températures mesurées dans la plaque au cours d'un essai à température ambiante. La planche 46 donne l'évolution de l'indication des jauges (2 films et une jauge à fil) utilisées en mesure de température au cours de la même rafale.

Au niveau de température 250 K, deux planches (47 et 48) présentent de la même façon l'évolution des paramètres de l'écoulement, des températures de la maquette et de l'indication des jauges utilisées en mesure

de température au cours de la même rafale cryogénique. La planche 49 décrit une autre rafale réalisée au même niveau de température et donne la tension d'alimentation à résistance constante des jauges de frottement, avec la surchauffe de 43 K par rapport à la température ambiante.

A la température génératrice de 150 K, deux planches (50 et 51) présentent de façon analogue une rafale au cours de laquelle les jauges sont utilisées en mesure de température et la planche 52 donne les résultats d'un essai où les jauges sont soumises à la même surchauffe que précédemment.

#### 4.2.2. Mise en température de la plaque plane

Au cours d'un essai à l'ambiante, la température génératrice évolue de la façon suivante (planches 45 et 46) : au démarrage de la rafale, l'effet de compression provoque une très nette augmentation, de l'ordre de 20 K dans notre cas. Lorsque la pression a atteint sa valeur nominale, la température génératrice décroît rapidement, pour se stabiliser à une valeur qui reste très voisine de l'ambiante, grâce à l'action du réchauffeur.

Au début de l'essai, la bouffée d'écoulement plus chaud provoque un réchauffement de la maquette, de l'ordre de 5 K. Ensuite, celle-ci vient s'établir à la température de frottement, inférieure de 2 ou 3 degrés à la température génératrice. La planche montre clairement que l'équilibre thermique entre la plaque et l'écoulement n'est totalement réalisé qu'une centaine de secondes après le début de l'essai. Ce résultat permet de souligner que le problème de l'équilibre thermique de la maquette se pose également en fonctionnement à température ambiante, avec toutefois des écarts avec la condition de paroi adiabatique qui restent de l'ordre de quelques degrés.

Dans le cas des rafales cryogéniques à  $T_i = 250$  K et  $T_i = 150$  K (planches 47, 49, 50 et 52), le refroidissement de la maquette jusqu'à l'équilibre thermique dure une centaine de secondes à partir du début de l'injection d'azote liquide. La durée de la mise en froid est indépendante du niveau de température final, résultat qui est dû au fait que le flux thermique est proportionnel à l'écart de température. Une partie importante de la mise en température s'effectue pendant la première phase à faible

nombre de Mach de l'essai : dans le cas de nos essais, l'écart de température est réduit de moitié. L'augmentation de l'échange thermique au cours de la montée en nombre de Mach et en pression génératrice, apparaît nettement par un accroissement de la pente sur l'évolution de la température de maquette.

Sur les figures, trois courbes de température en fonction du temps sont présentées pour la plaque plane : le bord d'attaque se refroidit plus rapidement, les courbes des deux thermocouples les plus à l'amont se distinguent de celles des trois autres, qui sont confondues. Les gradients thermiques qui existent le long de la corde de la plaque pendant la descente en température, se résorbent lorsque la maquette approche de l'état d'équilibre.

Ces résultats de mise en froid d'une maquette non prérefroidie peuvent suggérer qu'une telle procédure d'essai, bien qu'elle exige des rafales longues, reste dans les possibilités de la soufflerie. De plus, la première phase cryogénique à faible nombre de Mach peut être prolongée sans entraîner une consommation excessive d'air et d'azote liquide. Il convient cependant de remarquer que l'épaisseur 12 mm de la plaque est relativement faible par rapport à celle des profils qui sont habituellement utilisés à la soufflerie T2 et que, d'autre part, cette maquette est en Dural, dont la chaleur volumique  $\rho c$  de l'ordre de  $2,3 \cdot 10^6 \text{ J/m}^3\text{K}$  est plus faible que celle des aciers, utilisés plus couramment, qui est de l'ordre de  $3,6 \cdot 10^6 \text{ J/m}^3\text{K}$ .

Un calcul thermique simple, faisant l'hypothèse d'une conductivité infinie de la plaque, nous conduit à une évolution exponentielle de sa température :

$$T_p = T_f + (T_{\text{ambiante}} - T_f) \cdot e^{-\frac{h}{\rho c e} t}$$

où  $e$  est la demi-épaisseur de la plaque et  $h$  le coefficient de convection forcée.

En estimant le coefficient d'échange  $h$  en fonction des paramètres de l'écoulement et du frottement sur la plaque pendant la première phase et pendant la phase à  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars, on peut, par deux exponentielles, retrouver l'allure des mises en froid mesurées.

En utilisant ce même calcul simple, nous avons essayé d'estimer l'évolution thermique au cours de la même rafale d'une maquette identique qui serait réalisée en acier. Les coefficients d'échange moyens calculés sont respectivement de  $h = 230 \text{ W/m}^2\text{K}$  et  $h = 800 \text{ W/m}^2\text{K}$  pour les deux parties consécutives de l'essai. Compte tenu de l'écart qui existe entre nos mesures et le calcul dans le cas de la plaque en Dural, on trouve que, cent secondes après le début de l'injection d'azote liquide, la température de l'acier est encore supérieure d'environ 7 K au niveau d'équilibre et que celui-ci est atteint une quarantaine de secondes plus tard.

Ces premiers essais cryogéniques avec une maquette schématique ne remettent donc pas en question le principe d'un prérefroidissement annexe de la maquette pour le fonctionnement opérationnel de la soufflerie T2.

#### 4.2.3. Utilisation des jauges en mesure de température

L'utilisation des jauges alimentées par un faible courant d'intensité constante permet de connaître le comportement, au cours de l'essai, de l'élément sensible lorsqu'il est thermiquement passif et de caractériser de ce point de vue les divers montages utilisés.

##### a) Sensibilités

Sachant que la variation de résistance du fil de mesure est proportionnelle, à un niveau donné, à celle de la température et que la tension lue aux bornes des jauges est proportionnelle, aux faibles résistances de ligne près, à la résistance du fil, un coefficient de sensibilité permet de passer de la tension à la température.

Les hypothèses suivantes :

- avant le lancement de la rafale, la maquette et les jauges sont à la même température,
- en fin d'essai, lorsque la maquette a atteint l'équilibre thermique, les jauges sont également établies à la température de paroi adiabatique,

nous permettent de déterminer directement le coefficient de sensibilité de chaque jauge en ajustant, par le jeu des facteurs d'échelle et des décalages

d'origine, l'évolution de tension à ses bornes aux courbes de température de la maquette et de l'écoulement obtenues par thermocouples. Les sensibilités ainsi obtenues, en se basant sur l'essai à  $T_i = 250$  K, sont cohérentes avec les lois de variation de la résistance de l'élément sensible avec la température et l'intensité  $I = 3$  mA du courant de mesure. On applique ces mêmes sensibilités aux essais à température ambiante et à  $T_i = 150$  K. Les courbes de température obtenues figurent sur les planches 46, 48 et 51.

Dans le cas de la rafale à 150 K, on constate que, pour la jauge à fil, la sensibilité est correcte : la température mesurée est très voisine, en début et en fin de rafale, de celle de la plaque. Ceci est dû au fait que la variation de résistance du fil de tungstène de  $5 \mu$  est rigoureusement linéaire en fonction de la température. On trouve, sur la planche 44, l'exemple d'un étalonnage réalisé en enceinte thermostatée pour une jauge à fil : sur tout le domaine testé, de 90 K à 300 K, la courbe de variation de la résistance du fil en fonction de la température est une droite.

Pour les films, dans le cas de la même rafale, on constate d'abord une saturation électrique due à un mauvais choix de la gamme de variation de la tension de sortie sur la chaîne de mesure. D'autre part, il apparaît que la température mesurée par les deux films en fin de rafale est nettement plus élevée que celle de la maquette : la sensibilité du film diminue lorsque la température diminue et celle déterminée au niveau 250 K n'est pas correcte sur un domaine allant jusqu'à 150 K. Ceci est dû à l'allure de la courbe  $R = f(T)$  pour les films DISA, dont on présente un exemple sur la planche 44 : sur un domaine de température étendu, cette courbe n'est pas linéaire et sa pente diminue lorsque la température diminue.

#### b) Evolution de la température des jauges au cours de la rafale

D'un point de vue général, les comportements thermiques de la jauge à fil et du film DISA collé sur une pastille de balsa sont analogues et se distinguent de celui du film directement collé sur le métal.

La température de ce dernier suit celle de la maquette, avec cependant un écart qui la rapproche de la température de l'écoulement et qui existe uniquement lorsqu'il y a un échange de chaleur important

entre celui-ci et la maquette : dans le cas de l'essai à  $T_i = 250$  K, cet écart reste de l'ordre de 2 à 3 K. Ceci s'explique par le fait qu'en cas de non équilibre thermique, la faible épaisseur du film isolant est le siège d'un gradient thermique non négligeable entre la température du métal et un niveau plus proche de la température de paroi adiabatique. A ce titre, le film DISA se comporte de la même façon qu'une plaquette de thermocouple de type RdF collée sur une maquette métallique.

L'évolution des températures de la jauge à fil et du film monté sur balsa est intermédiaire entre celle de la température de frottement liée à l'écoulement et celle de la maquette. Pendant la mise en froid de celle-ci, elles s'établissent beaucoup plus rapidement à la température de paroi adiabatique, mais restent notablement influencées par la température du métal.

#### 4.2.4. Utilisation des jauges avec surchauffe

La sensibilité au frottement d'une jauge augmente avec la surchauffe imposée. Cependant, le niveau de température de l'élément sensible ne doit pas conduire à sa destruction ; dans le cas d'une jauge à fil, une surchauffe trop forte peut, sans causer de destruction, changer les contacts thermiques du fil avec son environnement et donc modifier son étalonnage. De ce fait, on se cantonne à des températures de fonctionnement qui restent largement inférieures à  $100^\circ\text{C}$ . L'utilisation des jauges au cours d'essais cryogéniques permet d'obtenir des surchauffes relatives très importantes, de l'ordre de 80 K et 180 K dans le cas des rafales à  $T_i = 250$  K et  $T_i = 150$  K présentées sur les planches 49 et 52.

La puissance thermique dissipée pour maintenir la température de l'élément de mesure à un niveau constant est déterminée par trois facteurs ; pour une jauge et un montage donnés :

- la température de la maquette ;
- la température de l'écoulement ;
- le frottement aérodynamique qui conditionne l'échange thermique avec l'écoulement.

Le premier facteur fixe la puissance thermique cédée à la plaque et les deux derniers, celle cédée à l'écoulement.

La tension aux bornes des jauges, proportionnelle à la racine carrée de la puissance thermique, évolue de la façon suivante au cours d'un essai cryogénique (les étapes de la description sont repérées sur la planche 52) :

Au lancement de la soufflerie à température ambiante et à faible vitesse (A), elle s'établit pratiquement instantanément à une valeur correspondant à une surchauffe relative d'une quarantaine de degrés et à une condition de Mach  $M = 0,25$  dans la veine.

Pendant la mise en froid de la soufflerie à faible vitesse (B), la tension augmente, principalement à cause de l'abaissement de la température de l'écoulement et également à cause du début de la mise en froid de la maquette.

Au cours de la phase stabilisée à faible nombre de Mach et à la température nominale de l'essai (C), la tension augmente mais avec une pente plus faible : cette augmentation est due uniquement à l'abaissement de la température de la plaque.

Lors de la montée en Mach et en pression (D), la puissance dissipée augmente plus rapidement pour deux raisons : l'augmentation de l'échange avec l'écoulement et la mise en froid de la plaque qui se poursuit et s'accélère.

Les paramètres de l'écoulement étant stabilisés aux valeurs nominales de l'essai, la tension aux bornes des diverses jauges continue à subir une dérive plus faible mais sensible, qui semble être uniquement liée à la fin de la mise en froid de la maquette (E). Les tensions se stabilisent lorsque la plaque atteint l'équilibre thermique, une centaine de secondes après le début de l'essai (F).

Au cours de ces essais, la jauge à fil et le film DISA collé sur une pastille de balsa ont un comportement sensiblement identique. On peut cependant noter, en faveur du film DISA, un meilleur échange thermique avec l'écoulement (accroissement plus important de la puissance dissipée

pendant la phase de mise en froid de l'écoulement) et une meilleure isolation par rapport au métal (accroissement moindre de la puissance pendant la phase stabilisée à faible nombre de Mach et à basse température ; dérive un peu moins importante de la tension en fin d'essai, lorsque la maquette s'approche de l'équilibre thermique). Ces différences entre les deux types de jauges qu'on retrouve également lorsqu'elles sont utilisées en mesure de température (le film DISA se rapproche un peu plus rapidement de la température de paroi adiabatique) restent peu importantes et on peut dire que le principe d'un élément de mesure isolé par rapport à la maquette doit être retenu pour des montages opérationnels.

Dans le cas du film DISA directement collé sur le métal, la puissance globalement dissipée est plus importante par la fraction cédée à la maquette, inutile pour la mesure du frottement. La mesure obtenue est beaucoup plus sensible à l'état thermique de la maquette.

## 5 - CONCLUSION

Ces essais constituent la première utilisation systématique à des fins expérimentales de la technique de rafale cryogénique stabilisée en température. La conclusion essentielle est l'existence, au niveau de la distribution transversale de température dans la veine, d'une plage centrale uniforme, de largeur 30 cm environ, suffisamment importante pour être exploitable lors d'essais avec profil et pratiquement indépendante de la température de l'essai cryogénique jusqu'à un niveau de fonctionnement atteignant vraisemblablement  $T_i = 100$  K. Le phénomène des zones d'écoulement plus chaud aux parois s'amplifie relativement peu vers les basses températures.

Ils ont également permis de préciser certaines particularités du comportement thermique de la soufflerie : décroissance systématique de quelques degrés des températures de paroi de l'amont à l'aval de la veine, distributions transversales de température dans la chambre, mise en évidence du rôle de la chambre de tranquillisation et de sa double enveloppe dans la génération du gradient thermique pariétal dans la veine, comportement thermique des parois isolantes internes et de la structure métallique au cours de rafales à très basses températures ( $T_i = 95$  K).



Les essais avec plaque plane ont permis d'aborder expérimentalement le problème de la mise en froid par l'écoulement cryogénique d'une maquette non prérefroidie au cours de rafales suffisamment longues et à température modérée. Ces essais ne remettent cependant pas en question le principe d'une maquette prérefroidie lors du fonctionnement opérationnel de la soufflerie T2.

Enfin, ces conclusions sont à compléter par celles de la note /Réf. 10/ concernant l'étude des fluctuations de température et de pression en régime cryogénique et celle de l'apparition de particules aux basses températures, qui permettent également d'espérer un domaine de fonctionnement atteignant  $T_i = 100$  K pour des essais transsoniques jusqu'à une pression atteignant 3 bars.

R E F E R E N C E S

- /1/ CARRIERE P. "The injector driven tunnel" - AGARD Lecture Series on Large Transonic Wind Tunnels - VKI - January 1973 et AGARD Report R - 600 - 72
- /2/ MICHEL R. "The induction driven tunnel T2 at ONERA/CERT : flow  
QUEMARD C. qualities, testing techniques and examples of results"  
MIGNOSI A. Journal of Aircraft, Vol. 16, N° 3 (Mars 1979)
- /3/ MICHEL R. "A cryogenic transonic intermittent tunnel project :  
the induced-flow cryogenic wind tunnel T2 at ONERA/CERT"  
AGARD Lecture Series N° 111 on Cryogenic Wind Tunnels -  
May 1980
- /4/ BLANCHARD A. "Recherches sur une soufflerie cryogénique fonctionnant  
DOR J.B. par induction" -  
MIGNOSI A. La Recherche Aérospatiale 1981-2 (Mars-Avril)  
BREIL J.F.
- /5/ MIGNOSI A. "La soufflerie transsonique à induction T2 : fonction-  
FAULMANN D. nement à température ambiante et adaptation cryogénique"  
SERAUDIE A. La Recherche Aérospatiale 1981-3 (Mai-Juin)
- /6/ MICHEL R. "Adaptation et premier fonctionnement cryogénique de  
MIGNOSI A. la soufflerie T2 de l'ONERA/CERT" -  
La Recherche Aérospatiale 1982-2 (Mars-Avril)
- /7/ DOR J.B. "Etude de faisabilité du prérefroidissement des maquettes  
PAYRY M.J. pour la soufflerie cryogénique T2"  
Rapport Technique OA 16/5007 AYD (DERAT 16/5007 DY) -  
Juillet 1982
- /8/ GOBERT J.L. "Studies on the cryogenic induction driven wind tunnel T2"  
MIGNOSI A. ETW Cryogenic Technology Review Meeting  
NLR AMSTERDAM - 15-17 September 1982

- /9/ BLANCHARD A. "Problems involved by the instrumentation and the  
MIGNOSI A. conception of cryogenic tests"  
ETW Cryogenic Technology Review Meeting  
NLR AMSTERDAM - 15-17 September 1982
- /10/ DOR J.B. "Qualification de la soufflerie T2 en fonctionnement  
MIGNOSI A. cryogénique. B/ Fluctuations de l'écoulement - Détection  
PLAZANET M. et qualification de particules"  
R.T. OA N° 25/5006 AND (DERAT N° 25/5006 DN) - Septembre 1983
- /11/ FRANCOIS G. "Thermal behaviour and insulation of a cryogenic wind  
tunnel"  
ETW Cryogenic Technology Review Meeting - NLR AMSTERDAM  
15-17 septembre 1982
- /12/ COUSTEIX J. "Jauges à fil chaud pour la mesure du frottement pariétal :  
JUILLIEN J.C. réalisation, étalonnage, applications"  
La Recherche Aérospatiale 1982-3

LISTE DES PLANCHES

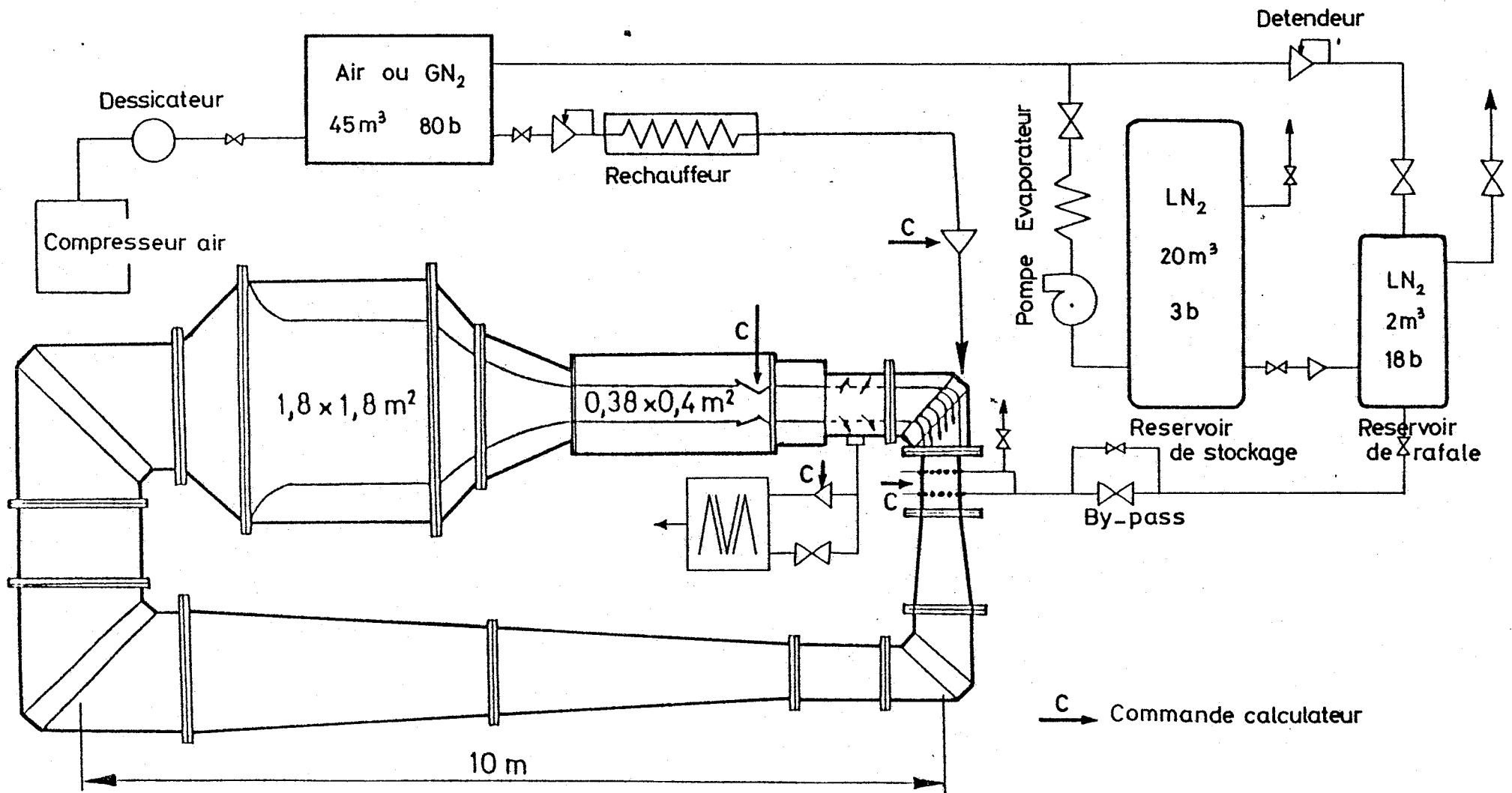
Planches

- 1 Schéma général de la soufflerie transsonique cryogénique T2 et de ses servitudes
- 2 Vue générale de la soufflerie T2
- 3 Système de commande et de contrôle de la soufflerie
- 4 Domaine de fonctionnement de la soufflerie cryogénique T2
- 5 Evolution des paramètres de commande et de fonctionnement de la soufflerie T2 au cours de la rafale cryogénique de caractéristiques  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 6 Evolution des distributions transversales de température dans la chambre de tranquillisation au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 7-8 Mesure des gradients thermiques au voisinage de la paroi basse, en entrée et en sortie de chambre de tranquillisation, au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 9 Mesure des températures de paroi le long du collecteur et de la veine d'essai au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 10 Evolution des températures de paroi, mesurées dans le circuit de retour, en aval de l'injection d'azote liquide, au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 11 Evolution des températures de paroi, mesurées le long de la partie basse du circuit de retour, au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 12 Evolution de la température de divers éléments de la carcasse métallique de la soufflerie T2 au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 100 \text{ K}$ ,  $M = 0,8$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$
- 13 Grille de 25 thermocouples dans la partie aval de la chambre de tranquillisation
- 14 Peigne mobile d'exploration en température et pression de la veine d'essai
- 15 Sonde de température d'arrêt

- 16-17 Distributions de température dans la chambre de tranquillisation, pendant la phase stabilisée, à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars, en fonction de la température nominale de l'essai cryogénique
- 18 Distributions de température dans la chambre de tranquillisation, pendant la phase stabilisée, à  $M = 0,55$  et  $P_i = 2$  bars, en fonction de la température nominale de l'essai cryogénique
- 19 Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à température ambiante,  $M = 0,81$  et  $P_i = 2$  bars
- 20 Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à  $T_i = 200$  K,  $M = 0,81$  et  $P_i = 2$  bars
- 21 Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à  $T_i = 180$  K,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2$  bars
- 22-23 Explorations transversales en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars
- 24 Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à  $T_i = 120$  K,  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars
- 25 Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à température ambiante,  $M = 0,55$  et  $P_i = 2$  bars
- 26 Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,55$  et  $P_i = 2$  bars
- 27 Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à  $T_i = 105$  K,  $M = 0,57$  et  $P_i = 2$  bars
- 28 Regroupement des distributions transversales de température dans la veine d'essai à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars, pour divers niveaux de température génératrice
- 29 Regroupement des distributions transversales de température dans la veine d'essai à  $M = 0,55$  et  $P_i = 2$  bars, pour divers niveaux de température génératrice
- 30 Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 290$  K,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2$  bars
- 31 Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 200$  K,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2$  bars
- 32-33 Sondages transversaux en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2$  bars
- 34 Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,55$  et  $P_i = 2$  bars

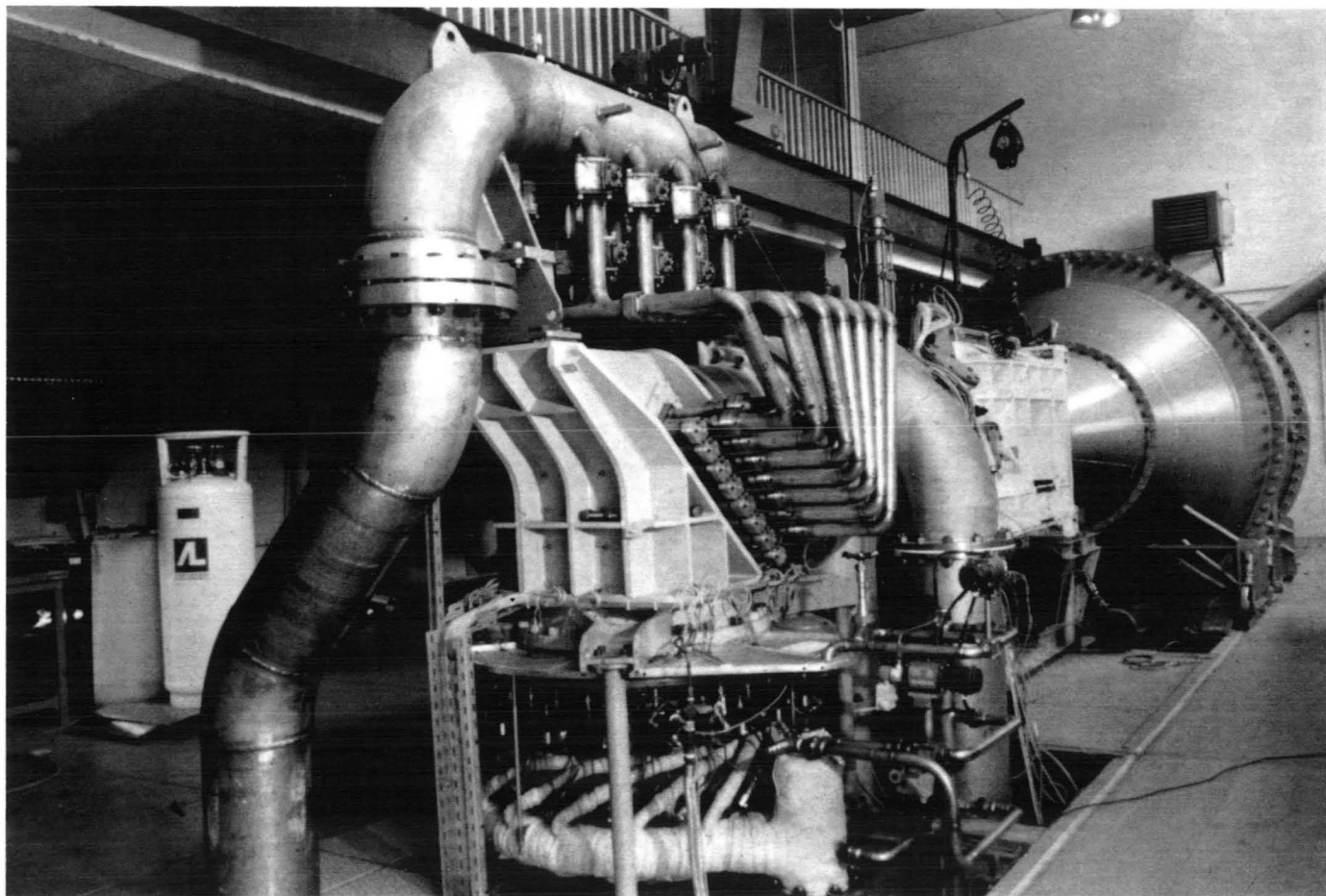
- 35 Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 120$  K,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2$  bars
- 36 Regroupement des gradients de température d'arrêt mesurés au voisinage de la paroi en fonction de la température de l'essai à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars
- 37 Evolution de la distribution de température de paroi mesurée le long de la veine en fonction de la température de l'essai, à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars
- 38-40 Comparaison des distributions de température d'arrêt obtenues au voisinage de la paroi de la veine avec la sonde de température d'arrêt et la sonde de récupération du peigne mobile
- 41 Résultats antérieurs de sondages de température d'arrêt à la paroi de la veine, obtenus avec une "sonde de récupération" des premiers essais cryogéniques en octobre 1981
- 42 Schéma du profil de plaque plane en AU4G : localisation des prises de pression, thermocouples et jauges de frottement
- 43 Schéma d'une jauge de frottement à fil chaud et d'un film DISA collé sur pastille de balsa
- 44 Courbes de variation de la résistance de l'élément sensible en fonction de la température dans le cas d'une jauge à fil et d'un film DISA
- 45 Evolution des paramètres de l'écoulement et de la température de la plaque au cours d'une rafale à température ambiante, à  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars
- 46 Evolution des températures mesurées par les jauges de frottement utilisées à faible intensité constante  $I = 3$  mA au cours de la même rafale à température ambiante,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars
- 47 Evolution des paramètres de l'écoulement et de la température de la plaque au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 250$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars
- 48 Evolution des températures mesurées par les jauges de frottement utilisées à faible intensité constante  $I = 3$  mA au cours de la même rafale cryogénique à  $T_i = 250$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars
- 49 Utilisation des jauges de frottement avec une surchauffe de 43 K par rapport à la température ambiante au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 250$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars
- 50 Evolution des paramètres de l'écoulement et de la température de la plaque au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars

- 51 Utilisation à faible intensité constante  $I = 3$  mA des jauges de frottement au cours de la rafale cryogénique à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars
- 52 Utilisation des jauges de frottement avec une surchauffe de 43 K par rapport à la température ambiante, au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars

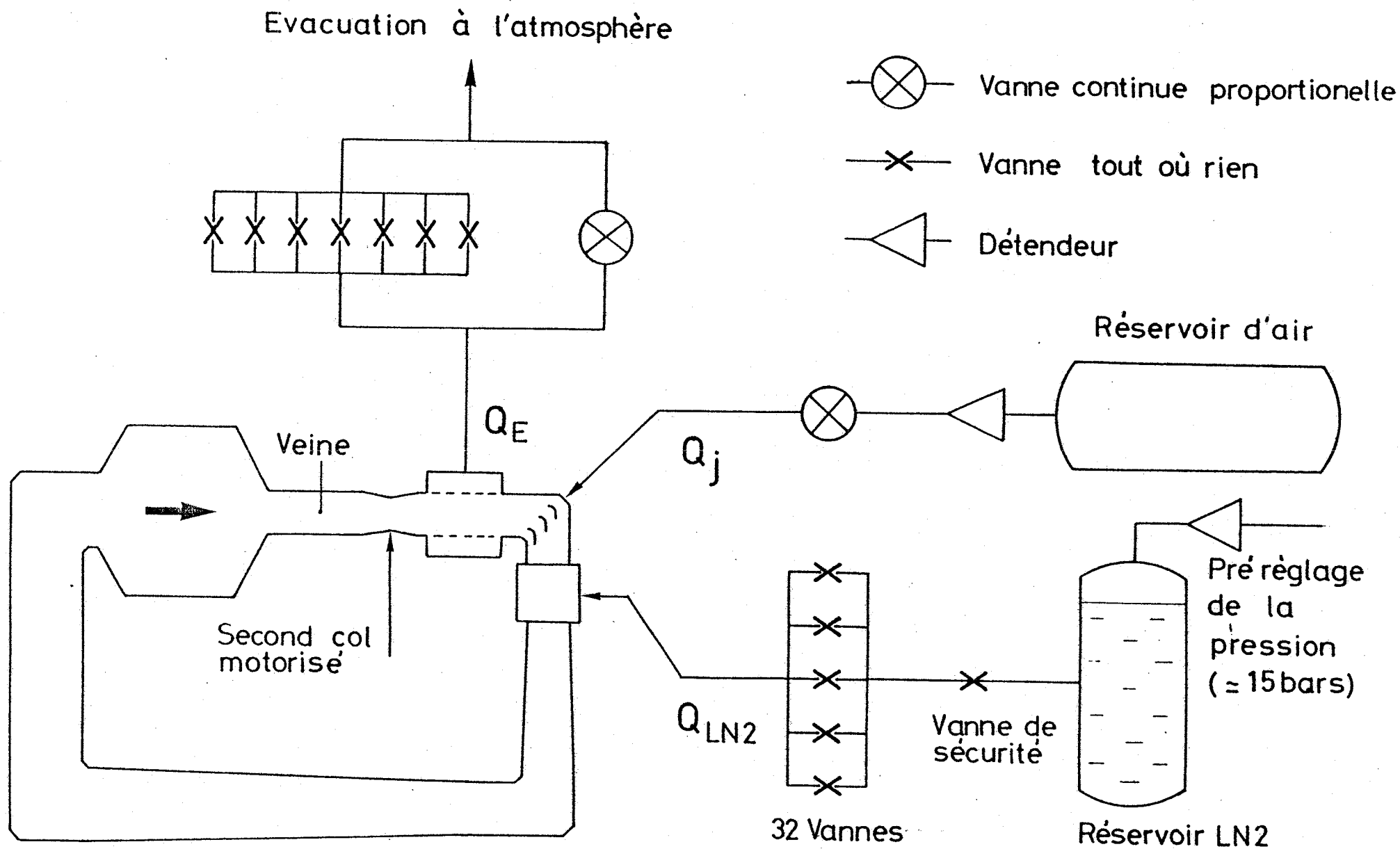


Pl. 1 - Schéma général de la soufflerie transsonique cryogénique T2 et de ses servitudes

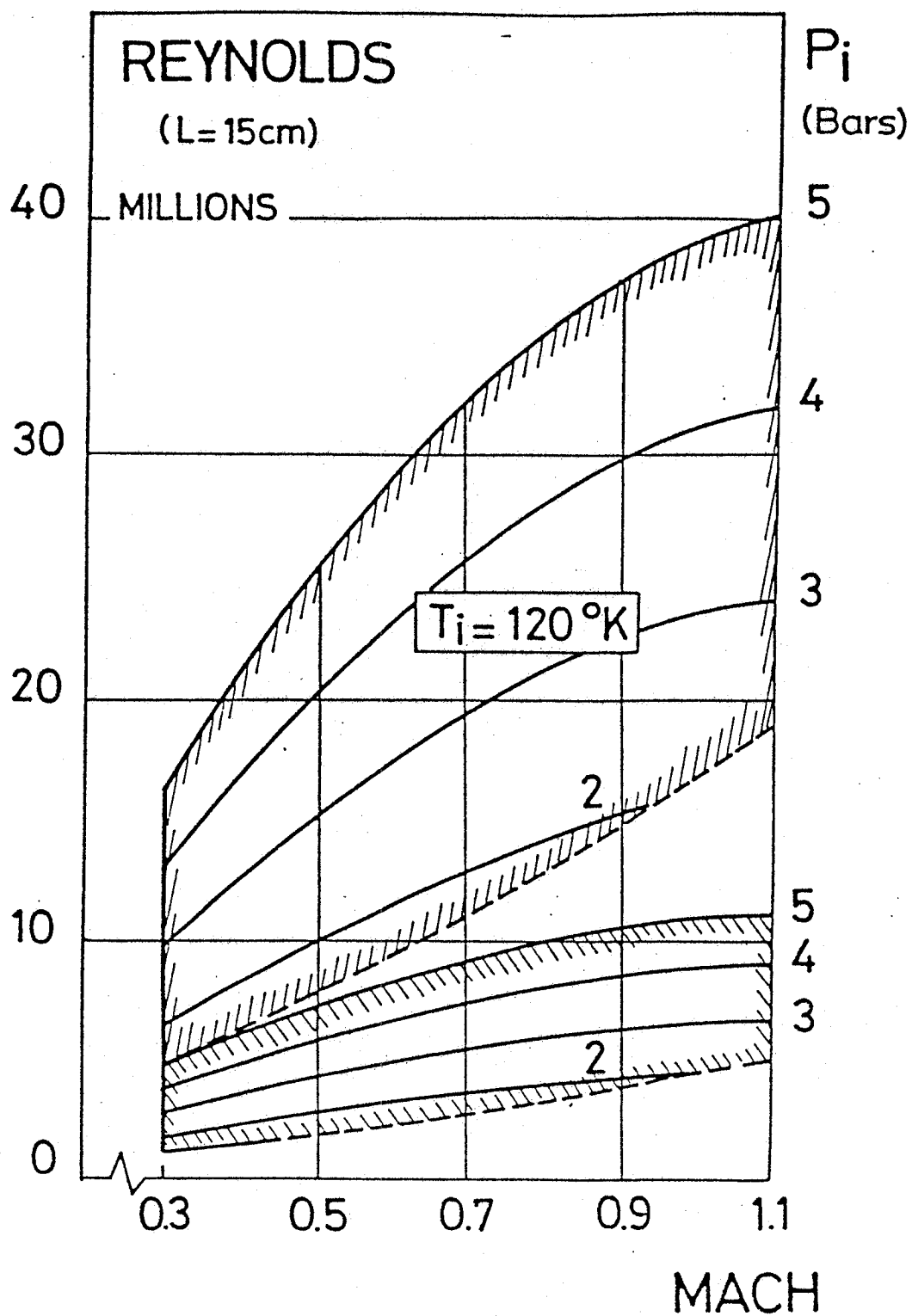




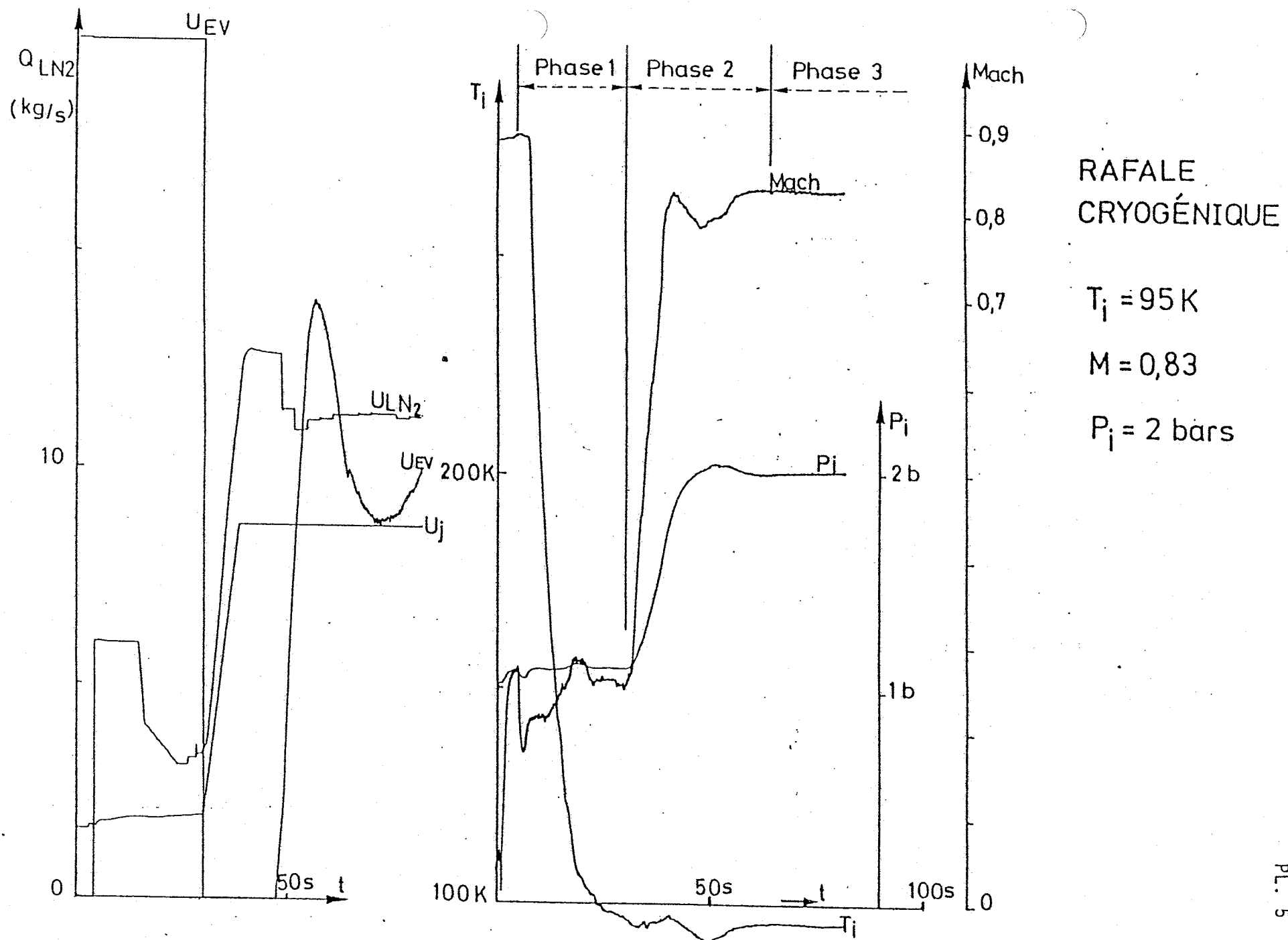
Vue générale de la soufflerie T2



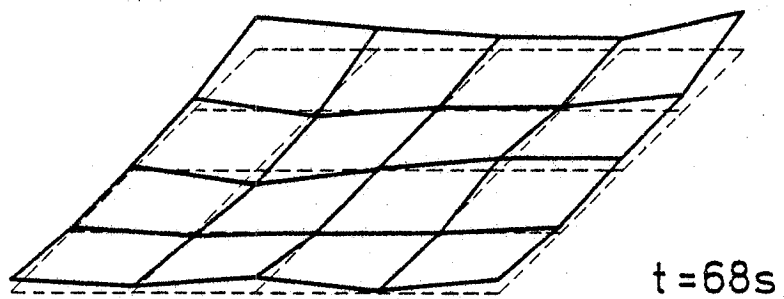
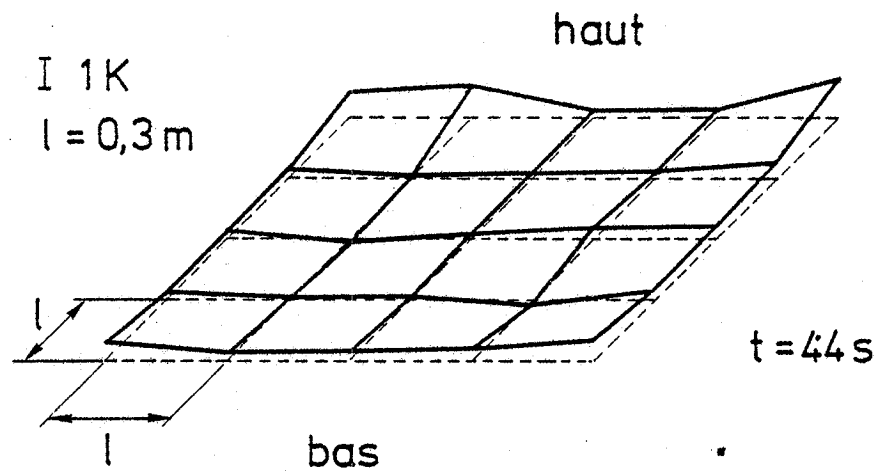
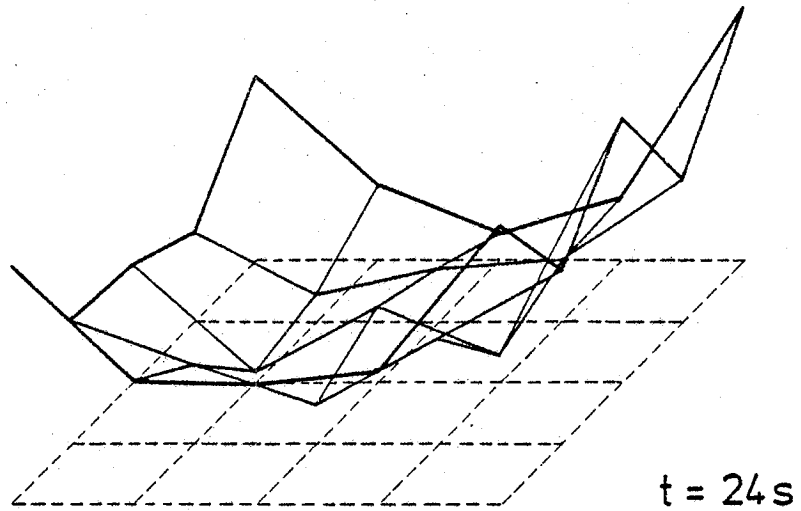
Pl. 3 - Système de commande et de contrôle de la soufflerie



Pl. 4 - Domaine de fonctionnement de la soufflerie  
cryogénique T2

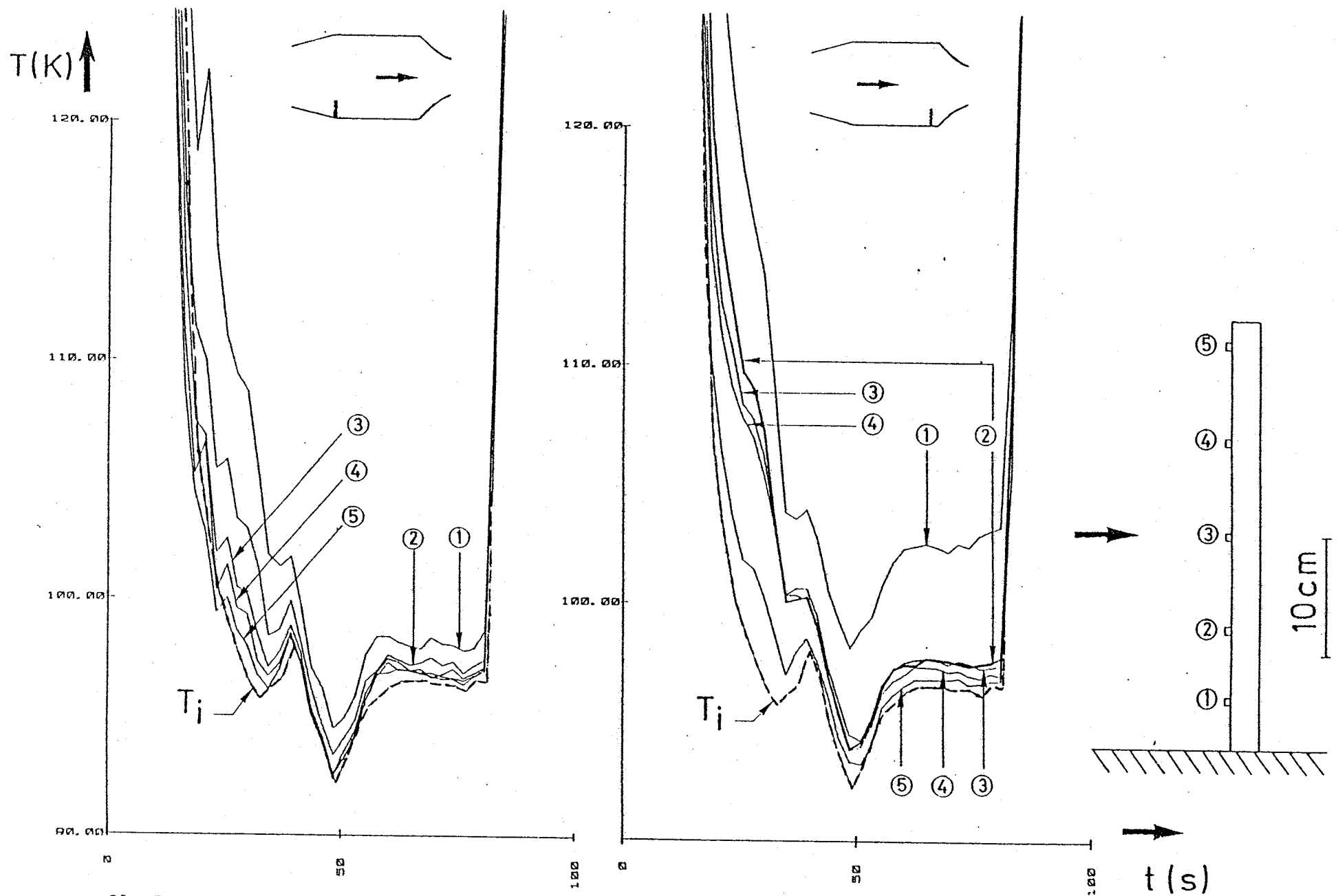


Pl. 5 - Evolution des paramètres de commande et de fonctionnement de la soufflerie T2 au cours de la rafale cryogénique de caractéristiques  $T_i = 95\text{ K}$ ,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2\text{ bars}$

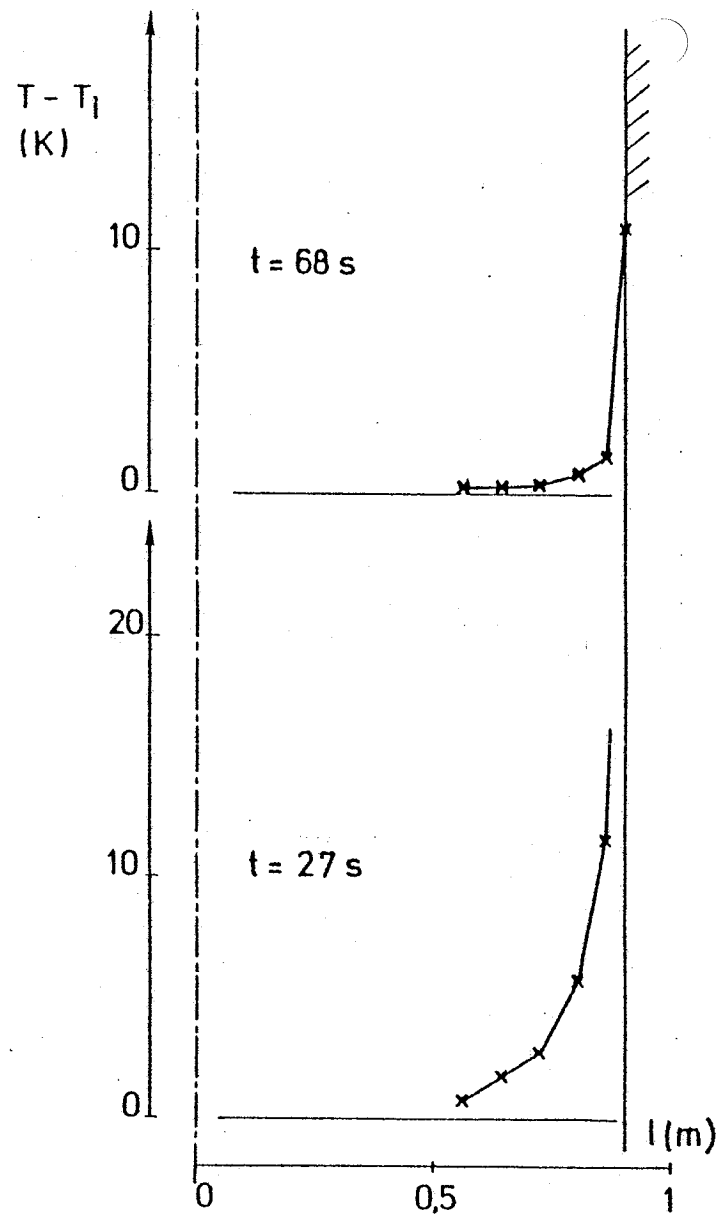


$T_i = 95 K$      $M = 0,83$      $P_i = 2 \text{ bars}$

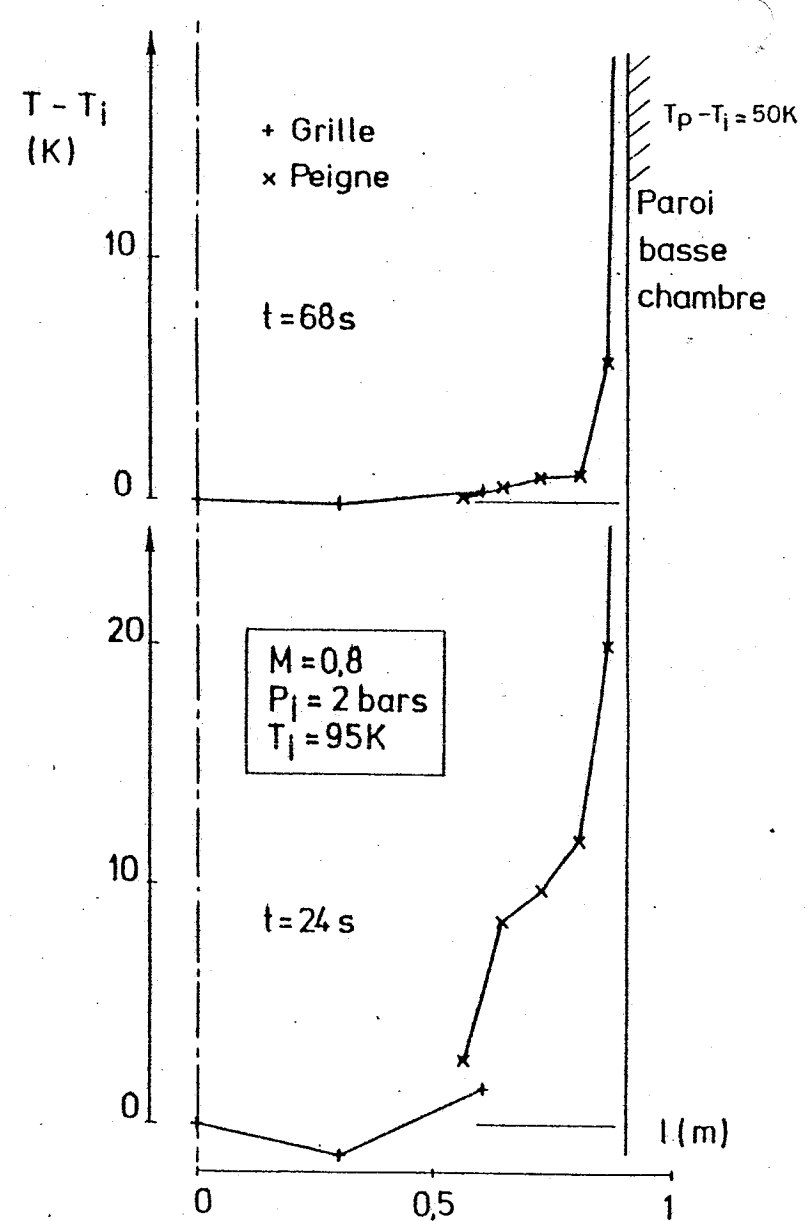
Pl. 6 - Evolution des distributions transversales de température dans la chambre de tranquillisation au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95 K$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$



Pl. 7 - Mesure des gradients thermiques au voisinage de la paroi basse, en entrée et en sortie de chambre de tranquillisation, au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95$  K,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2$  bars

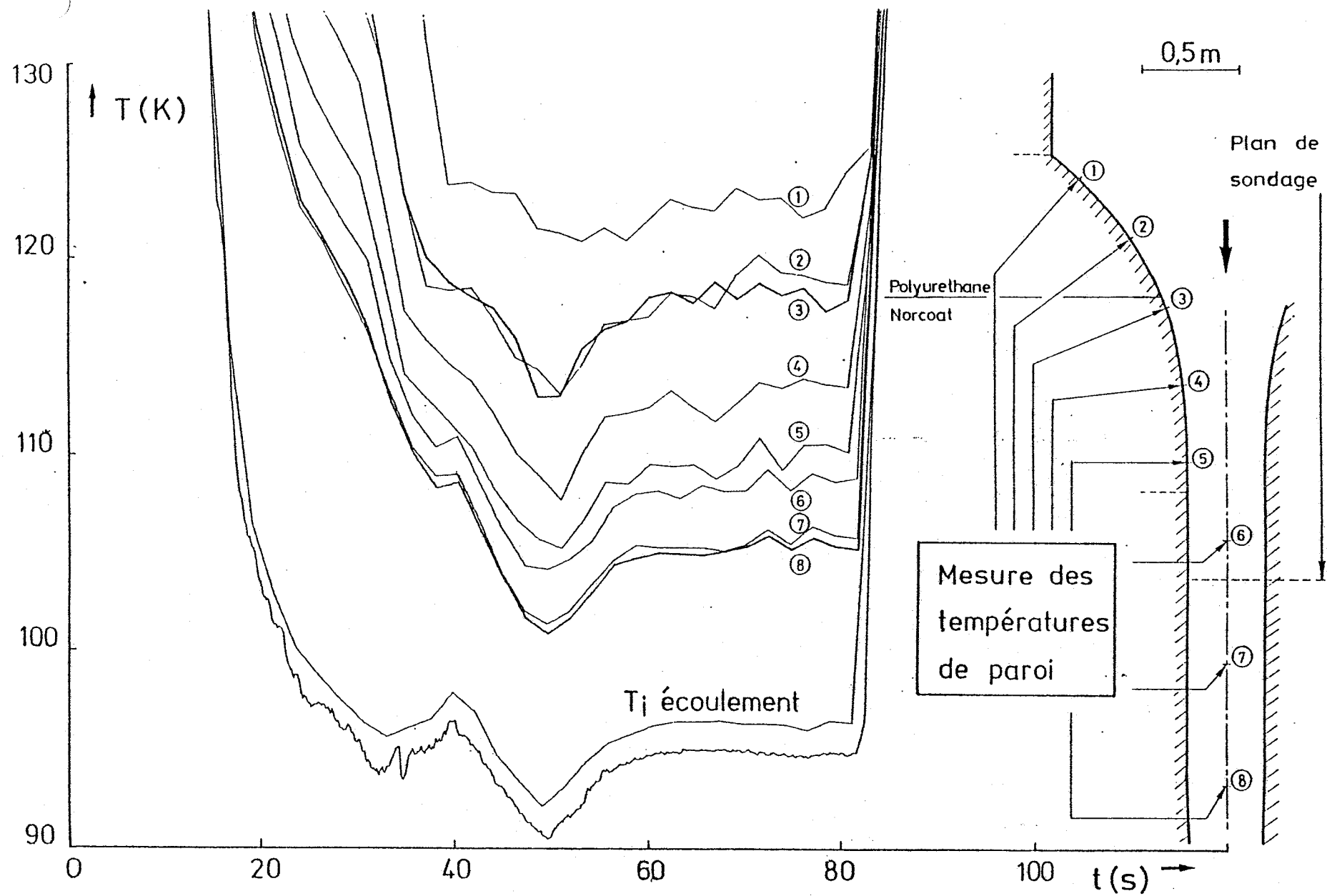


AMONT CHAMBRE



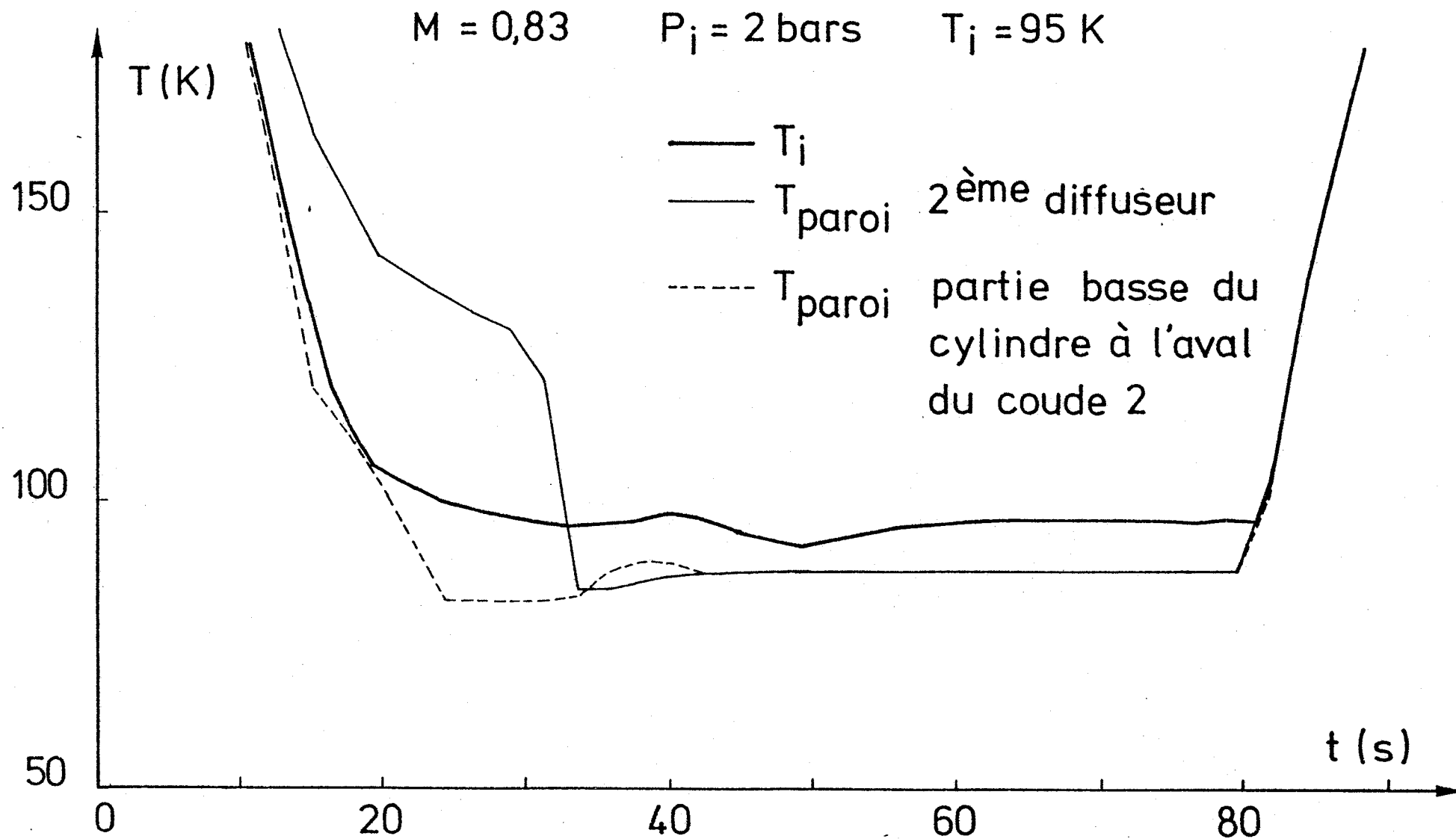
AVAL CHAMBRE

Pl. 8 - Mesure des gradients thermiques au voisinage de la paroi basse, en entrée et en sortie de chambre de tranquillisation, au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95$  K,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2$  bars

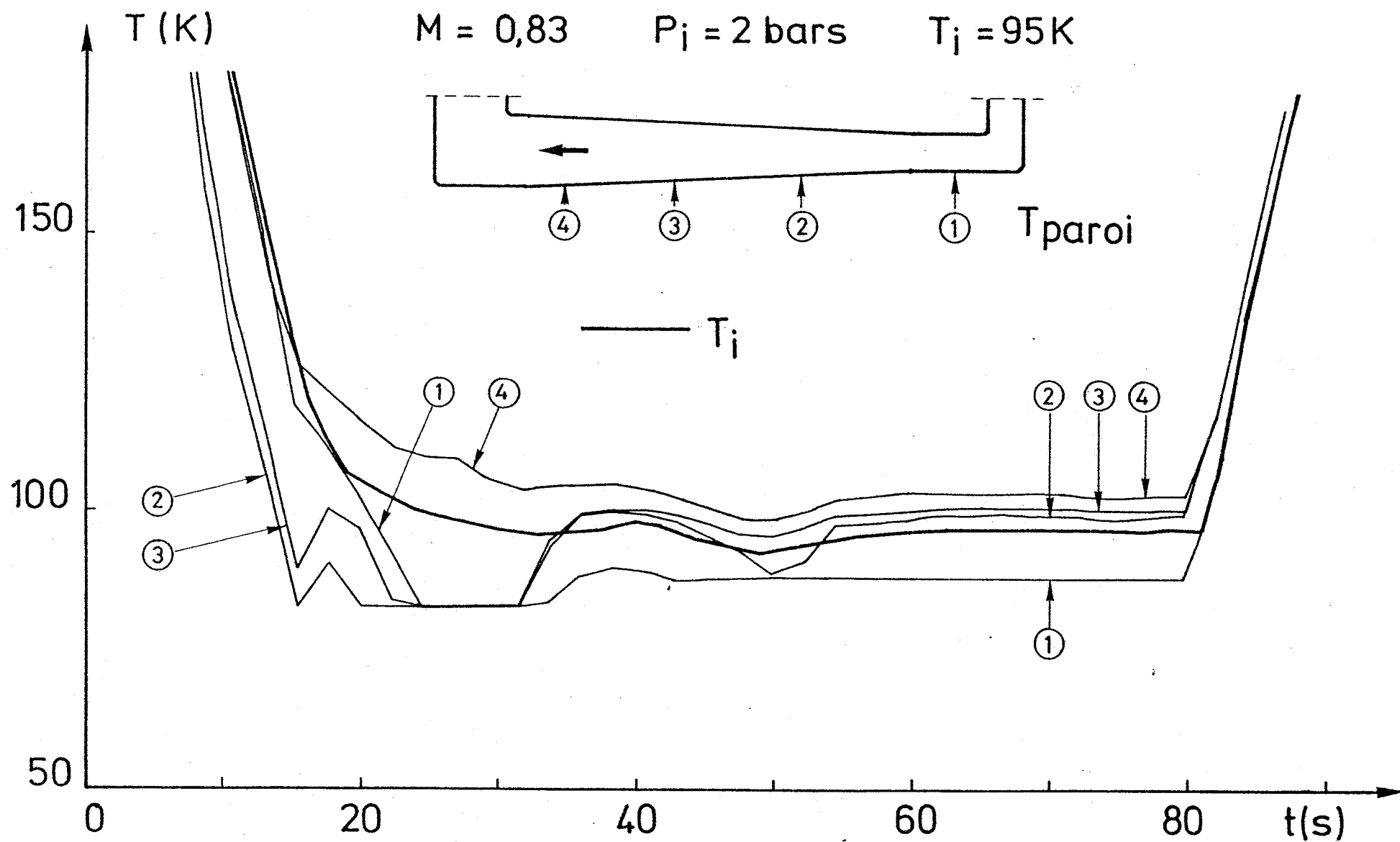


Pl. 9 - Mesure des températures de paroi le long du collecteur et de la veine d'essai au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95\text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2\text{ bars}$

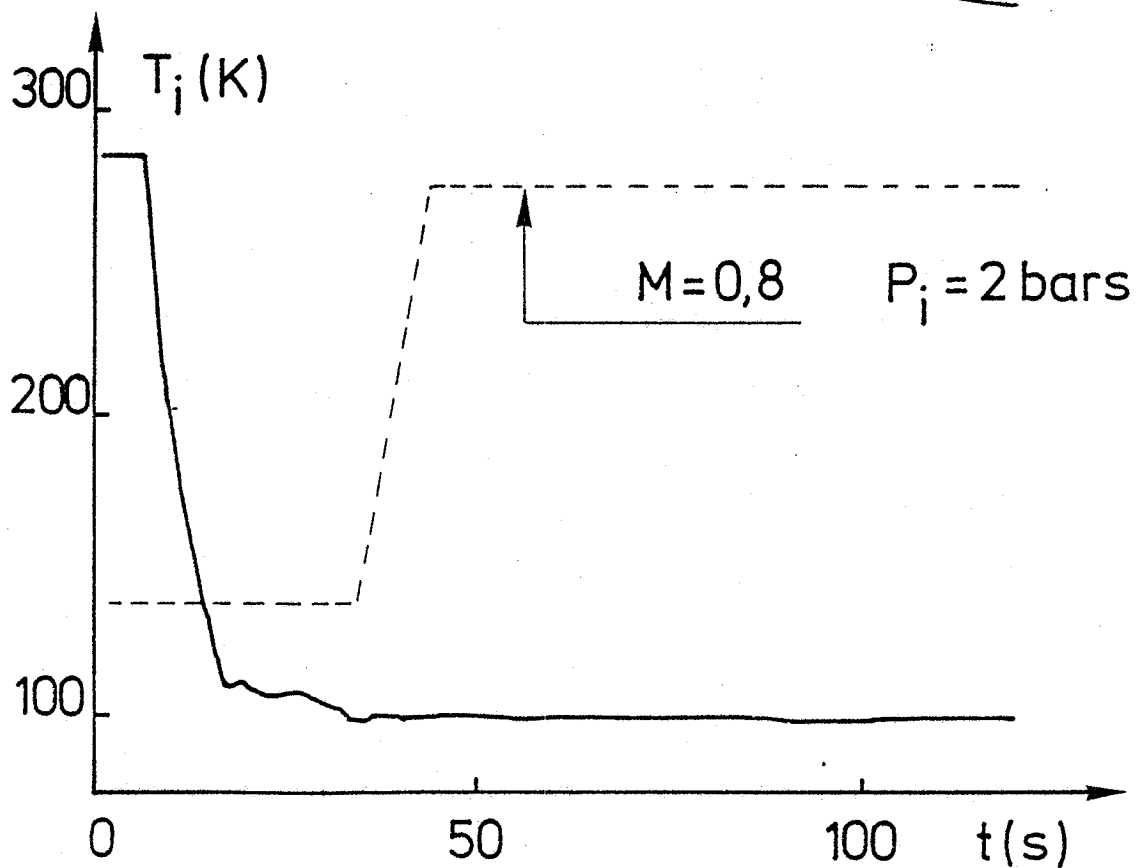
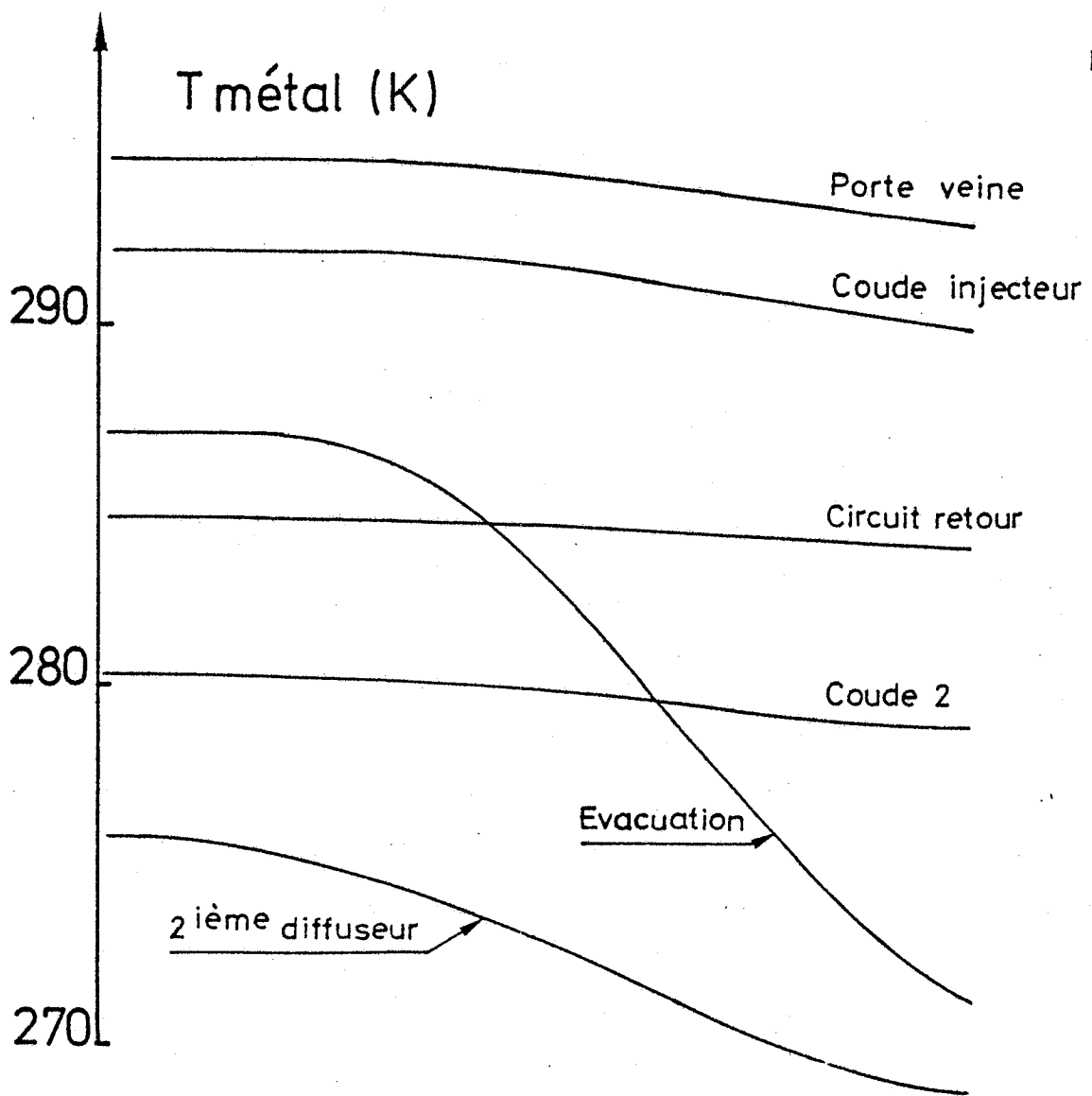




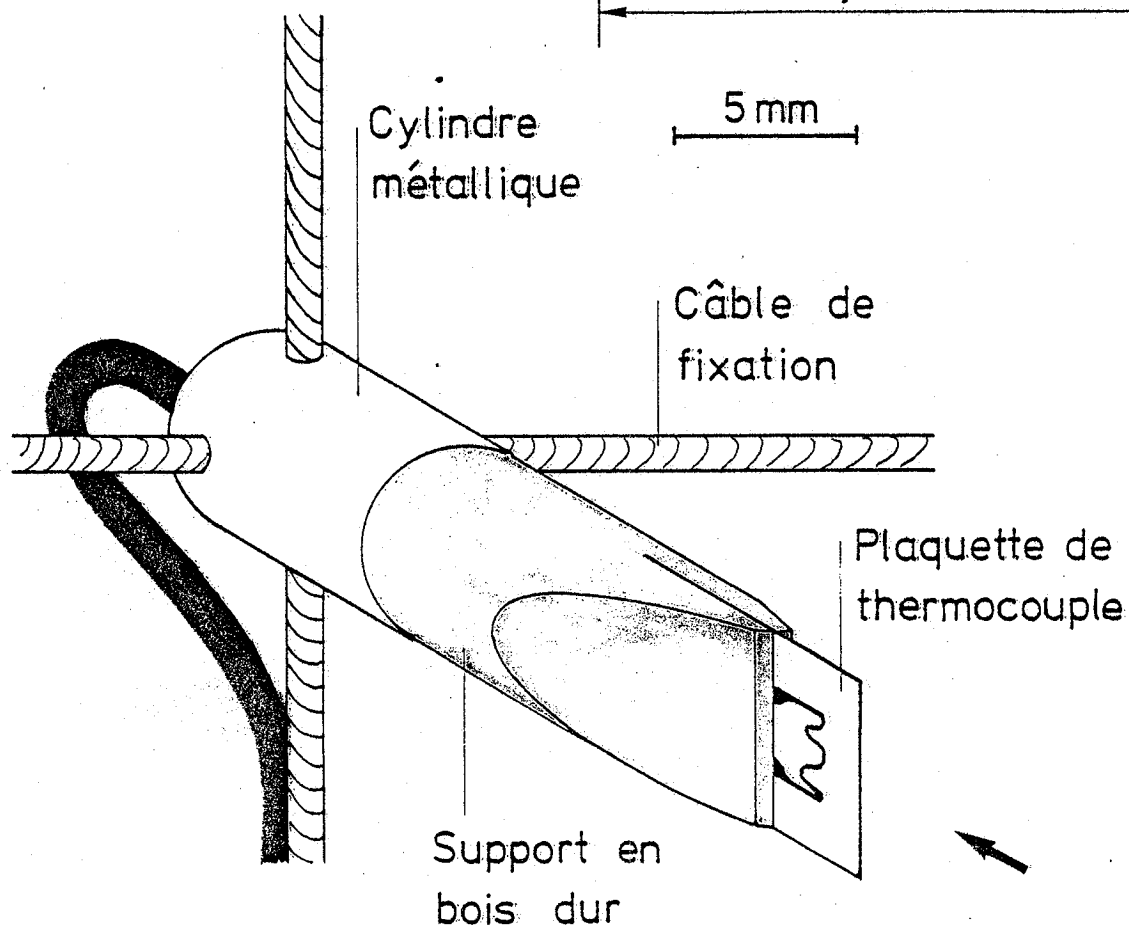
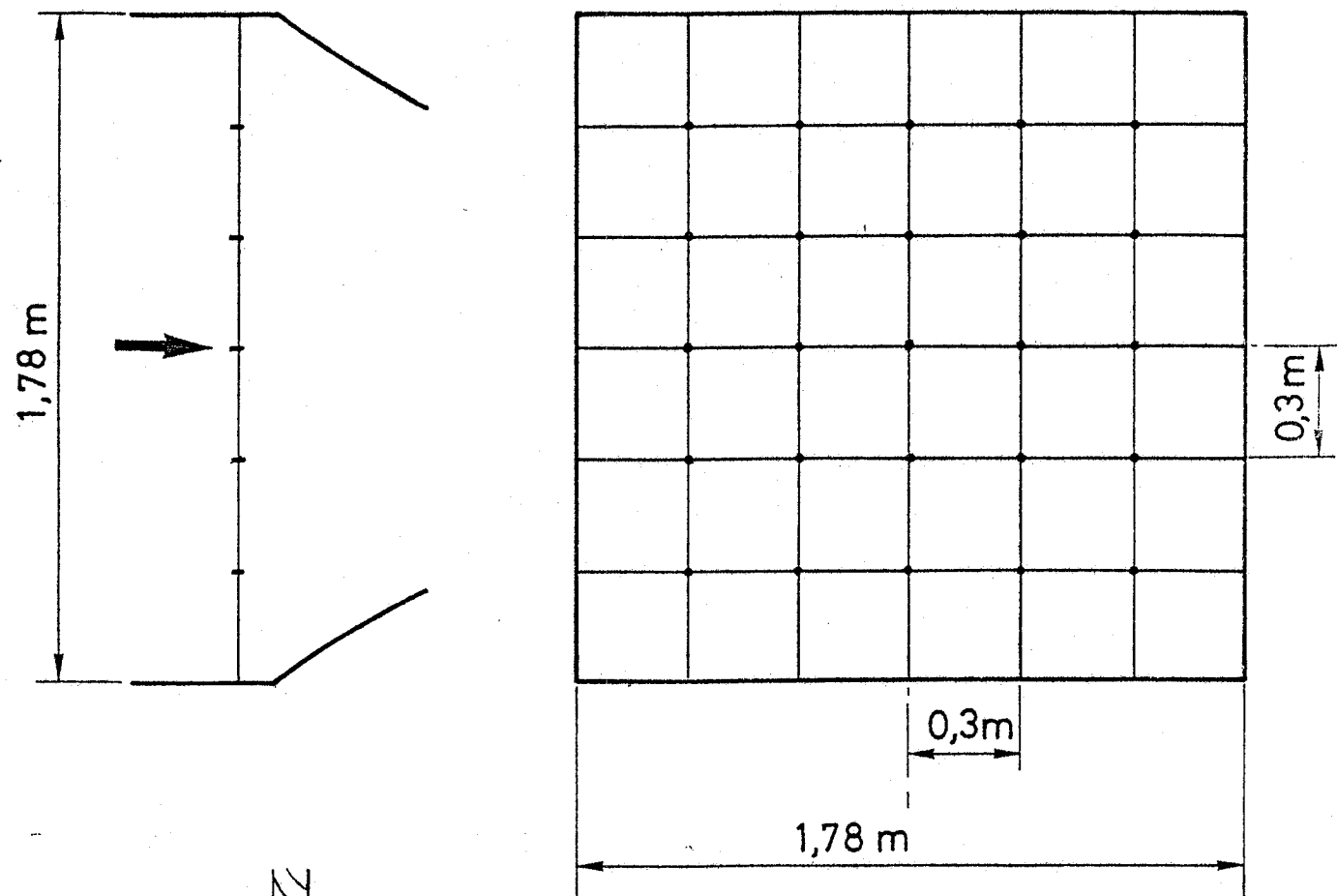
Pl. 10 - Evolution des températures de paroi, mesurées dans le circuit de retour, en aval de l'injection d'azote liquide, au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$



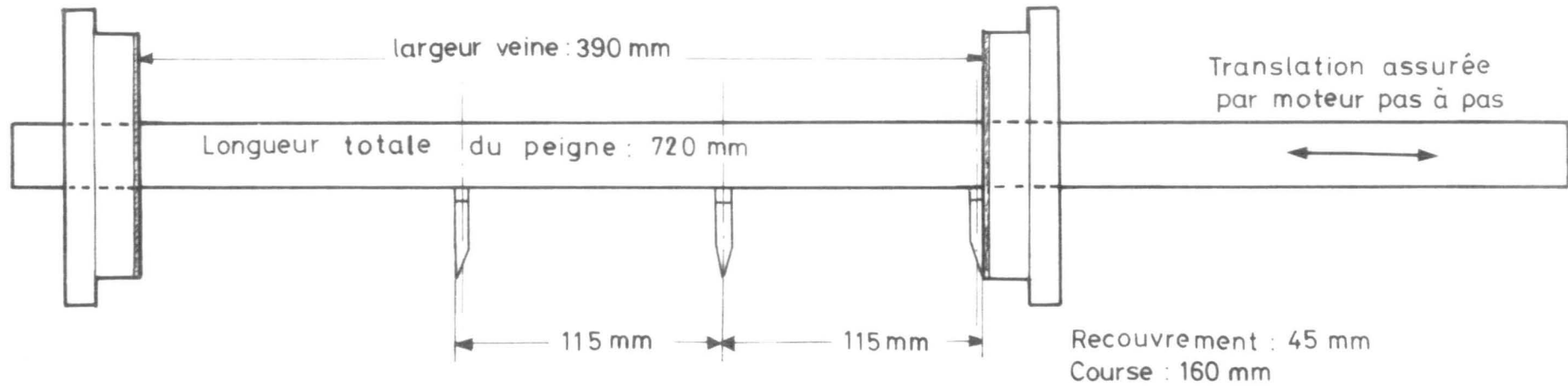
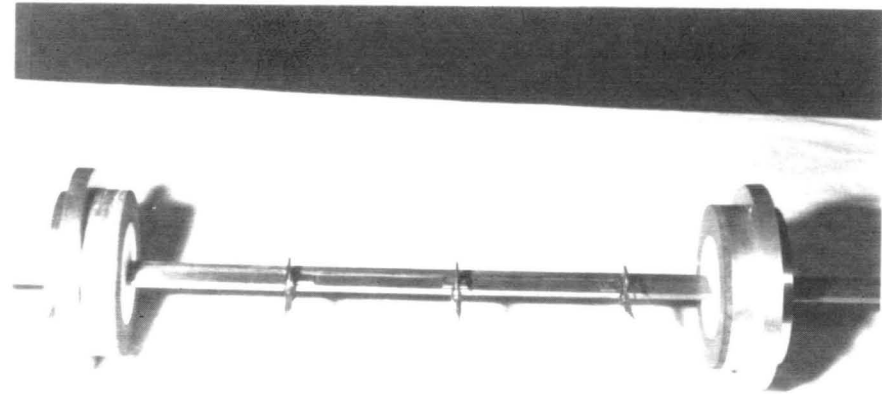
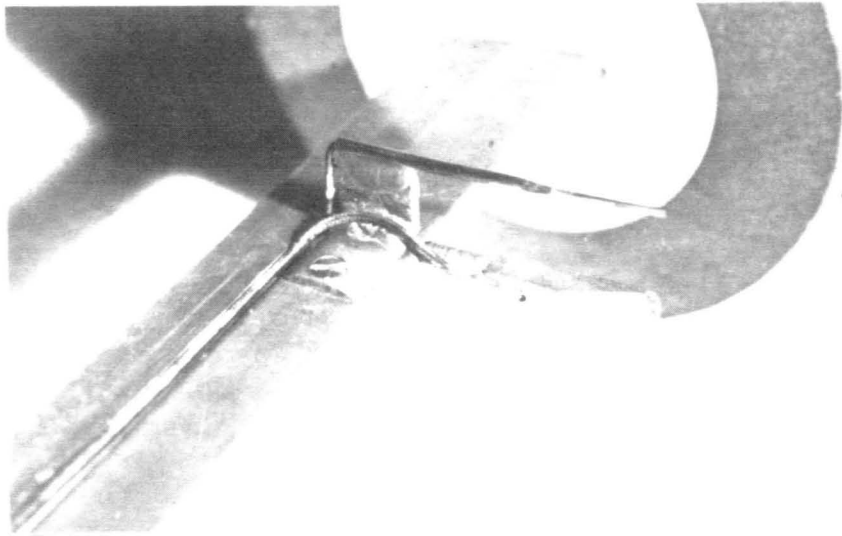
Pl. 11 - Evolution des températures de paroi, mesurées le long de la partie basse du circuit de retour, au cours de la rafale cryogénique  $T_i = 95 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$



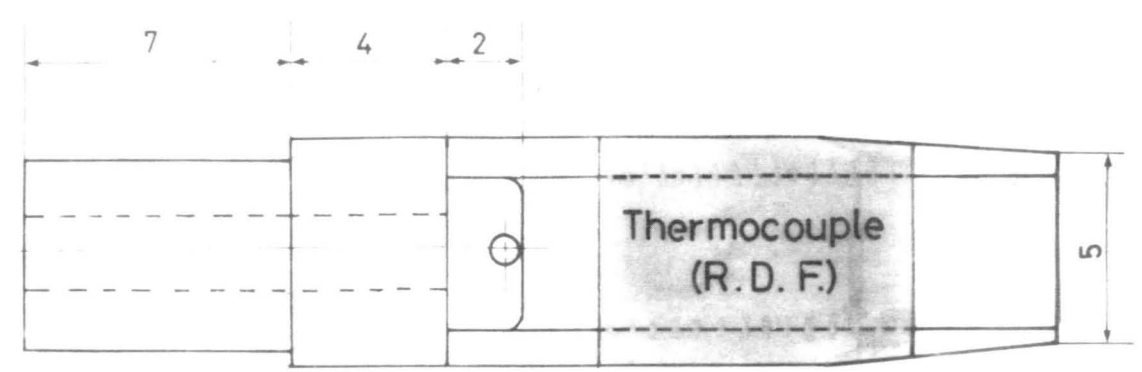
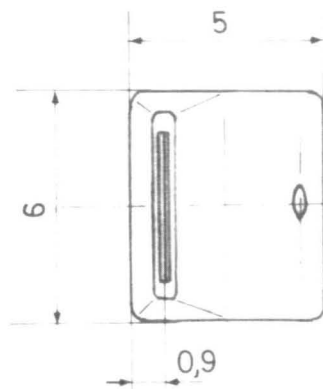
Pl. 12 - Evolution de la température de divers éléments de la carcasse métallique de la soufflerie T2 au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 100 \text{ K}$ ,  $M = 0,8$ ,  $P_i = 2 \text{ bars}$



Pl. 13 - Grille de 25 thermocouples dans la partie aval de la chambre de tranquillisation

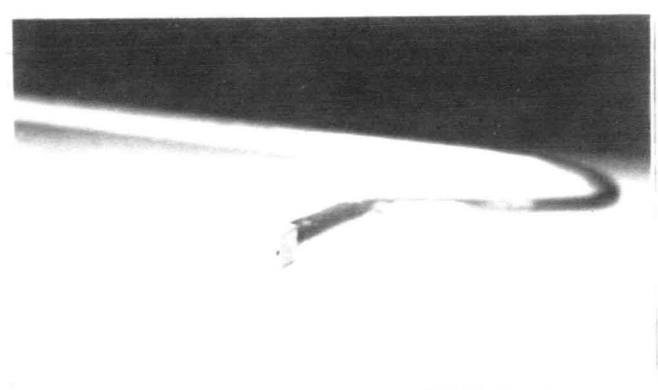
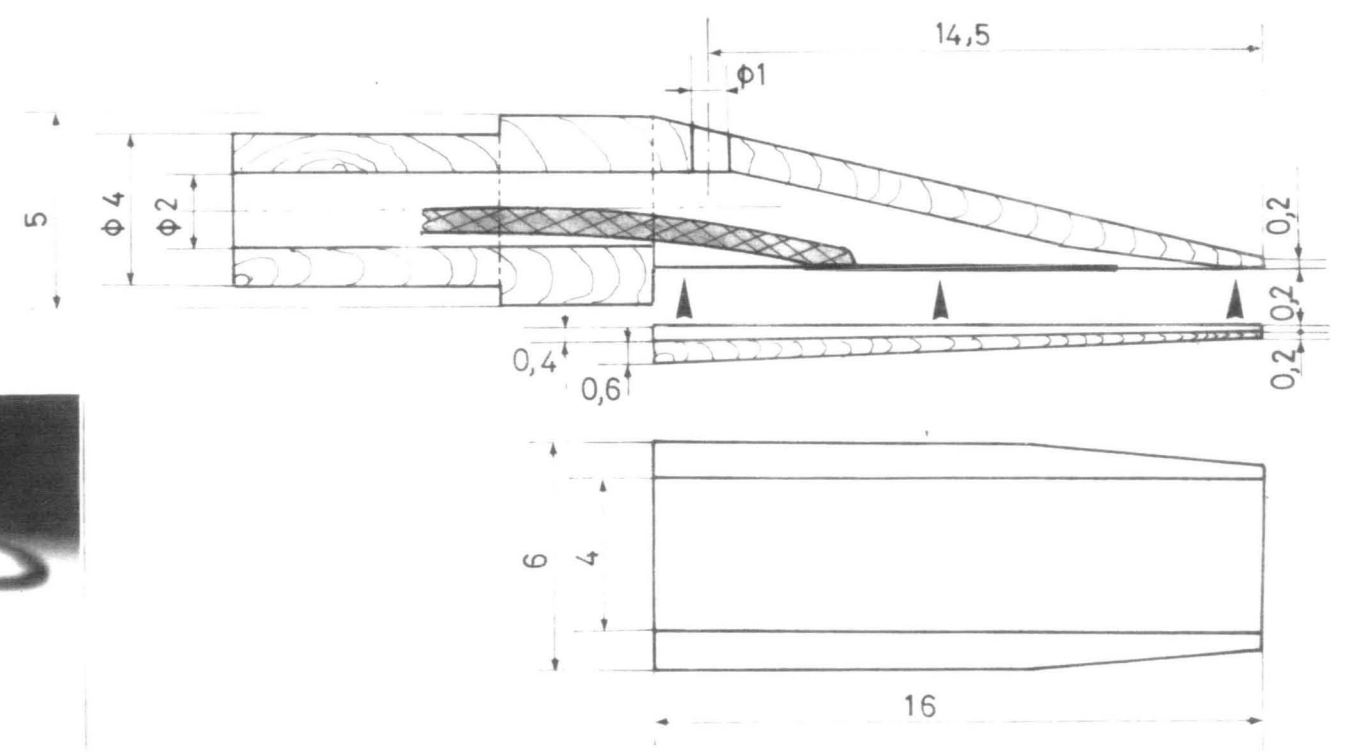


Peigne mobile d'exploration de la veine d'essai



Echelle : 10 mm

Matière : bois de houx



Sonde de température d'arrêt

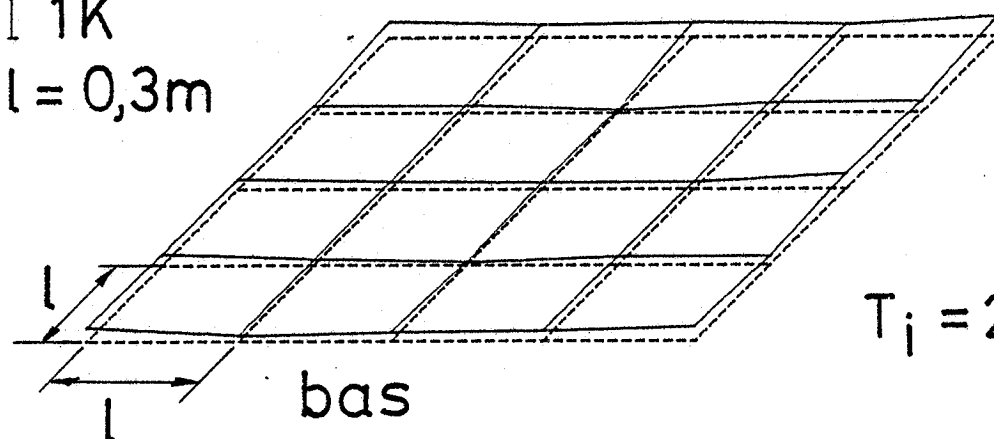
$$M = 0,8$$

$$P_i = 2 \text{ bars}$$

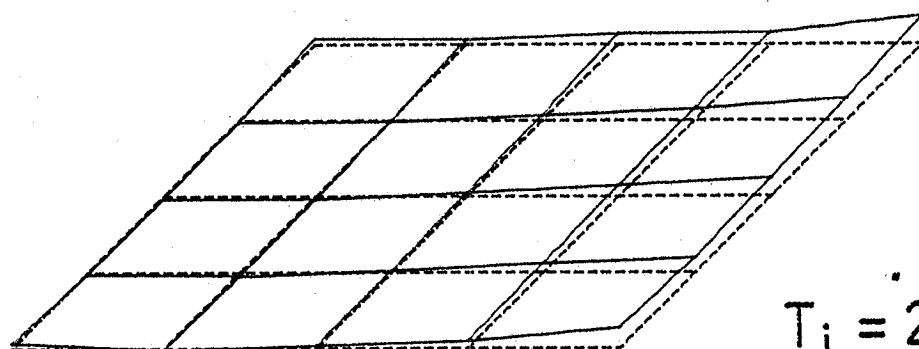
haut

I 1K

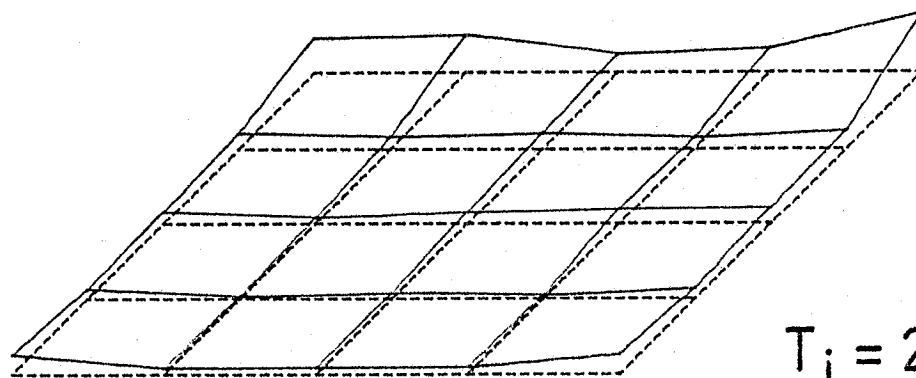
$$l = 0,3\text{m}$$



$$T_i = 295 \text{ K}$$



$$T_i = 250 \text{ K}$$

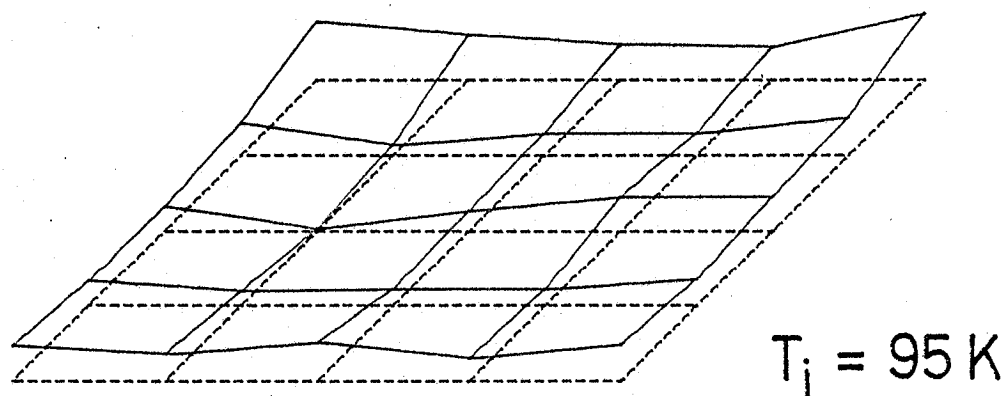
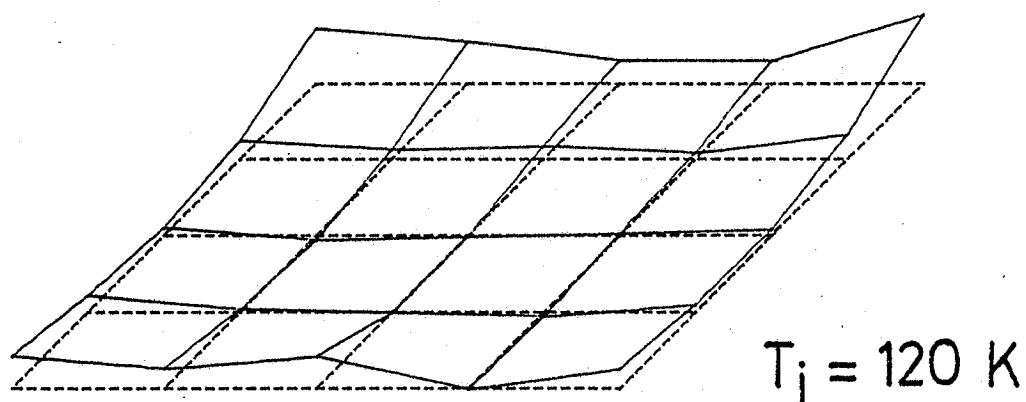
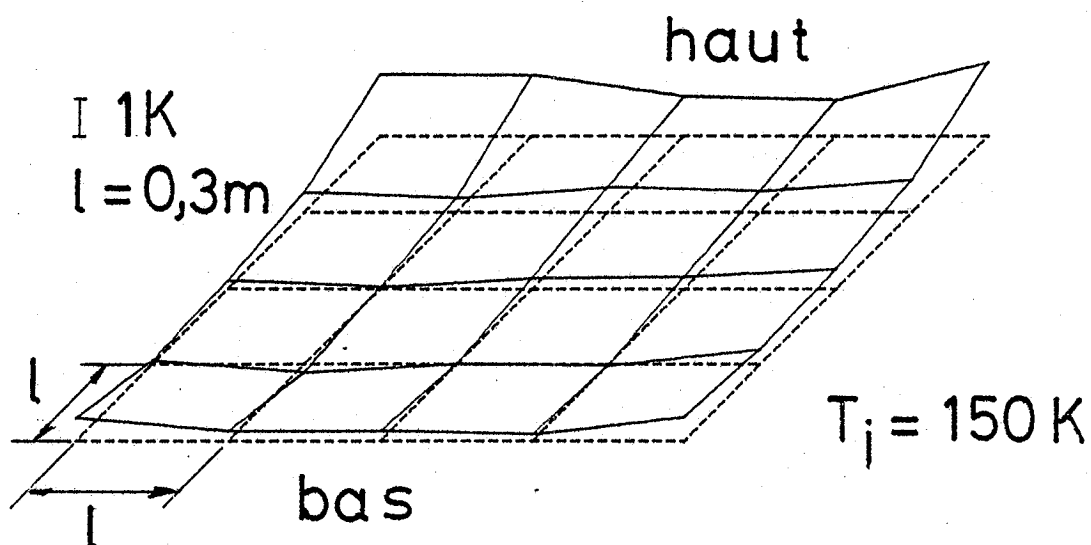


$$T_i = 200 \text{ K}$$

Pl. 16 - Distributions de température dans la chambre de tranquillisation, pendant la phase stabilisée, à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars, en fonction de la température nominale de l'essai cryogénique

$$M = 0,8$$

$$P_i = 2 \text{ bars}$$

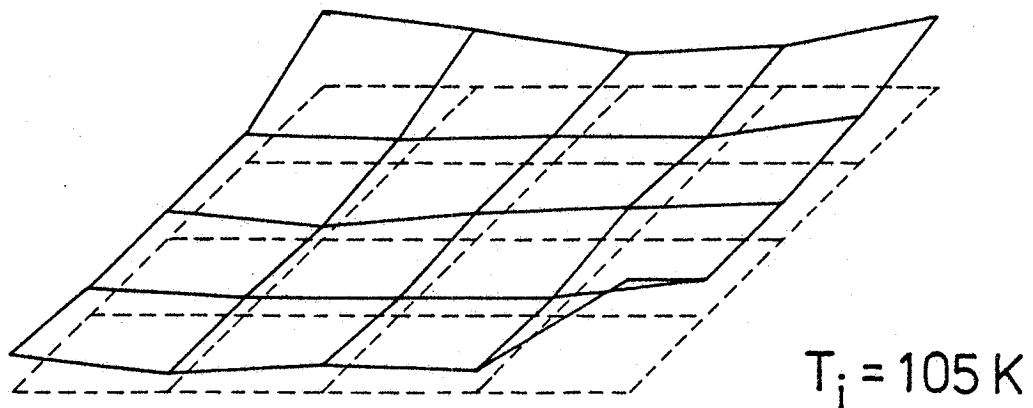
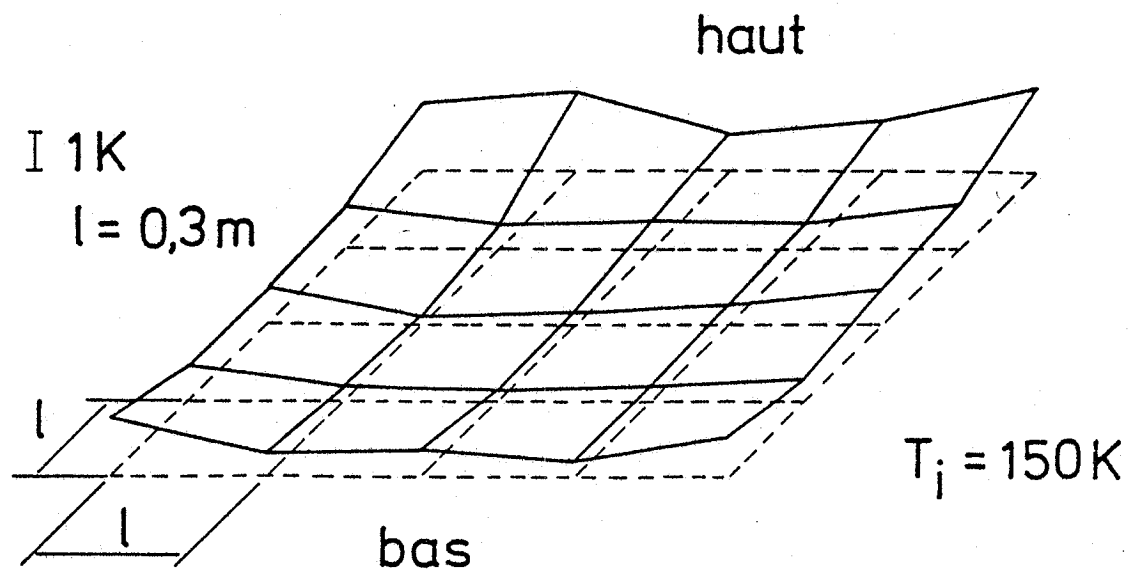


Pl. 17 - Distributions de température dans la chambre de tranquillisation, pendant la phase stabilisée, à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars, en fonction de la température nominale de l'essai cryogénique

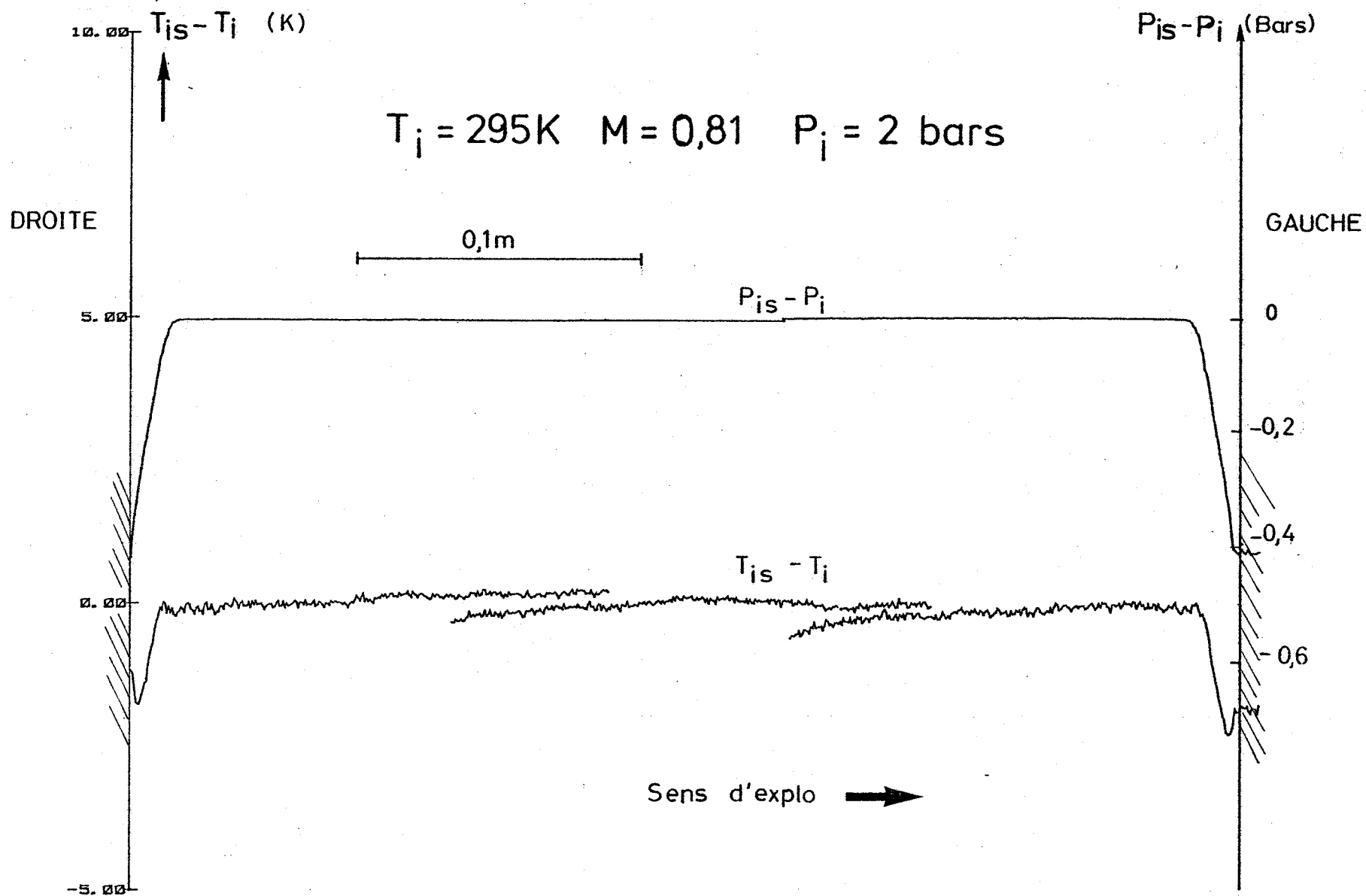


$$M = 0,55$$

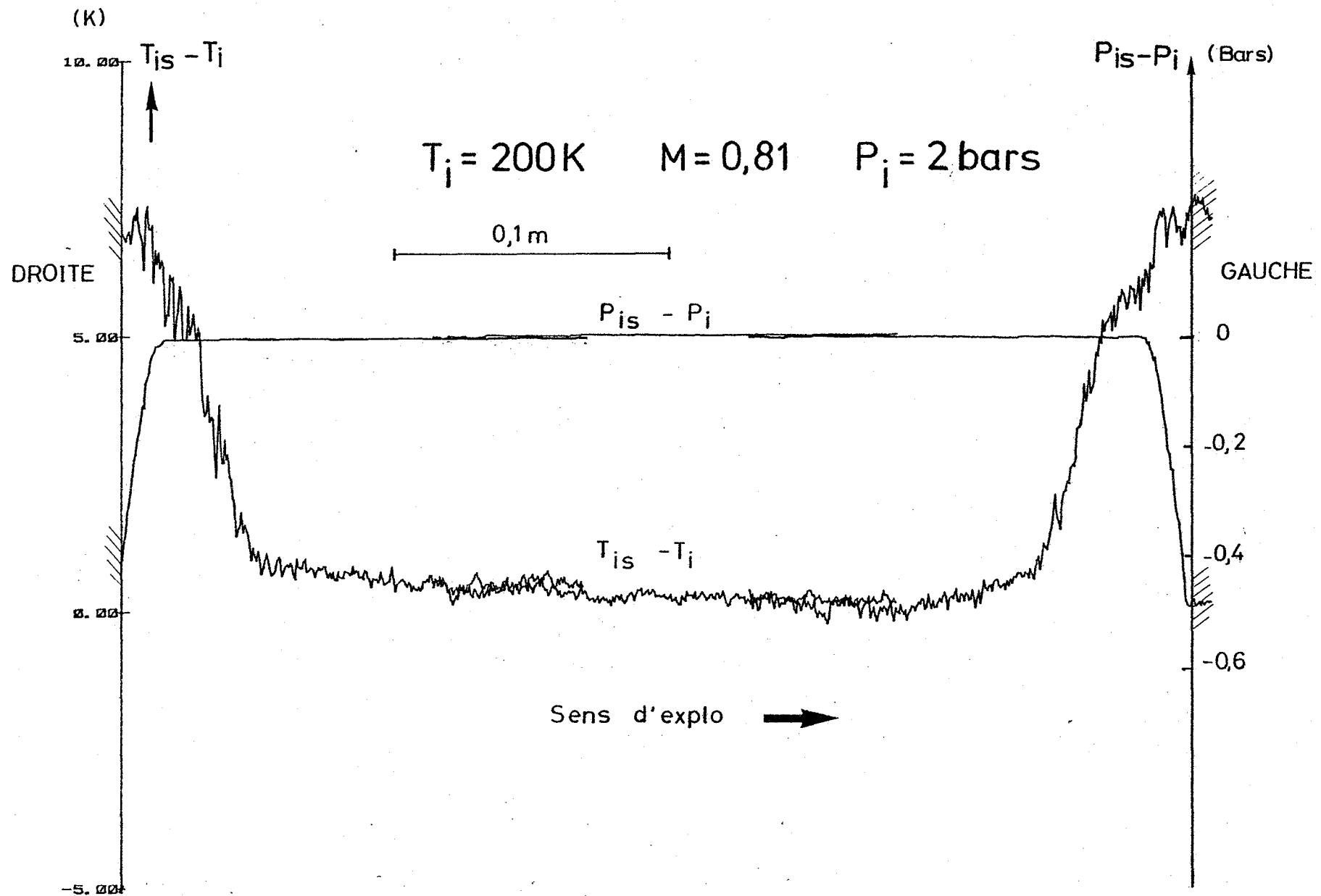
$$P_i = 2 \text{ bars}$$



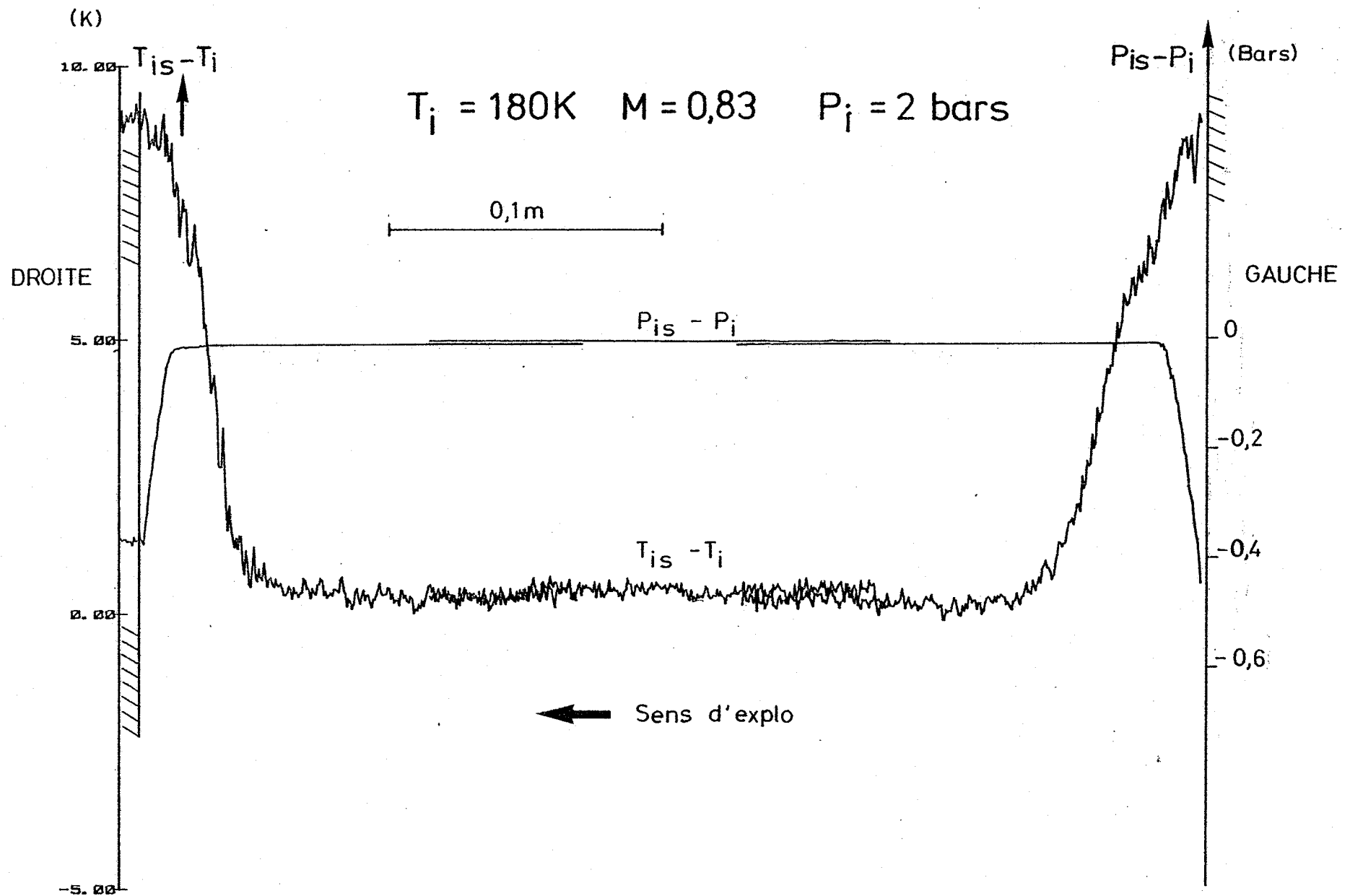
Pl. 18 - Distributions de température dans la chambre de tranquillisation, pendant la phase stabilisée, à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2$  bars, en fonction de la température nominale de l'essai cryogénique



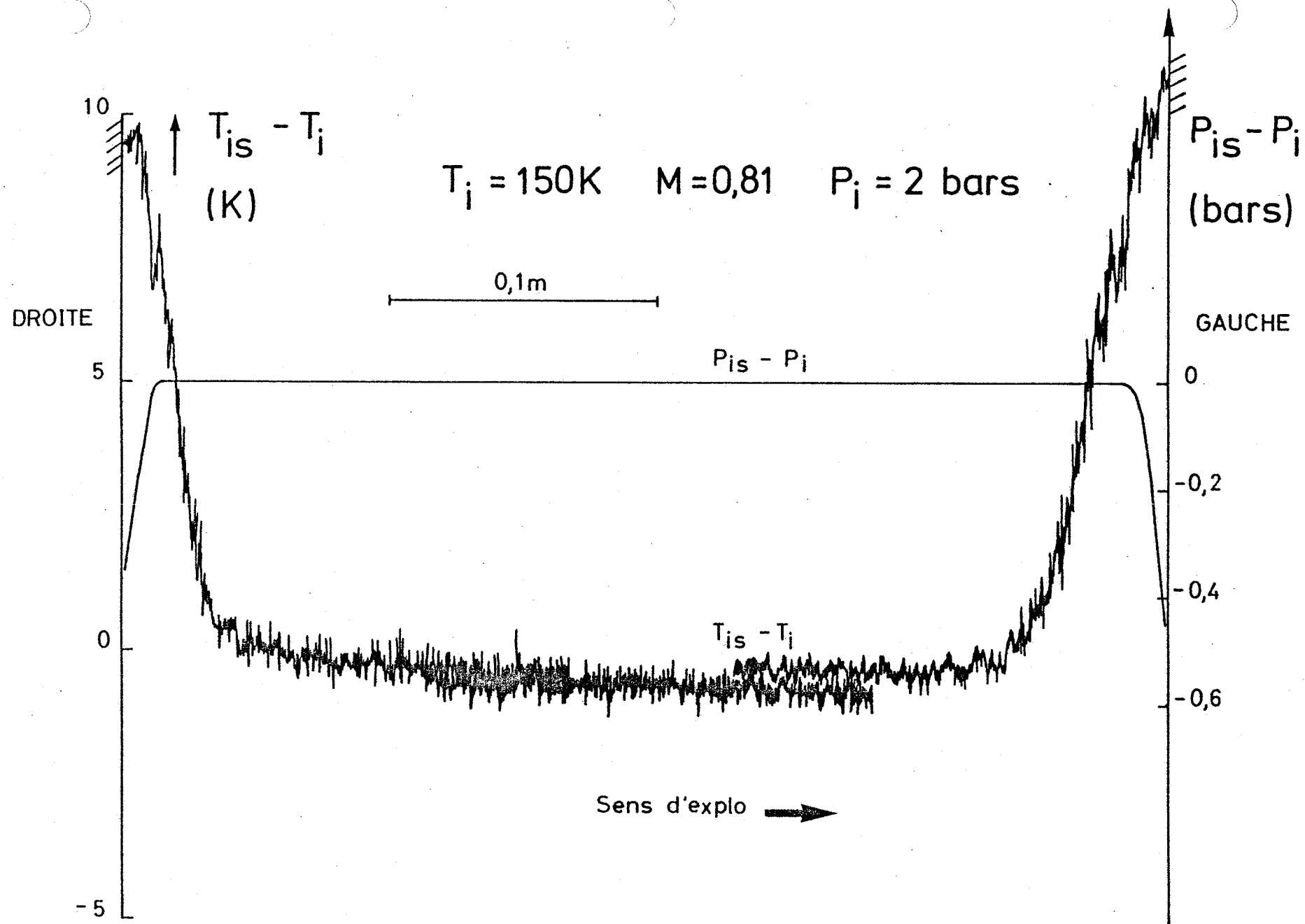
Pl. 19 - Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai à température ambiante,  $M = 0,81$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$



Pl. 20 - Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai  
à  $T_i = 200 \text{ K}$ ,  $M = 0,81$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$

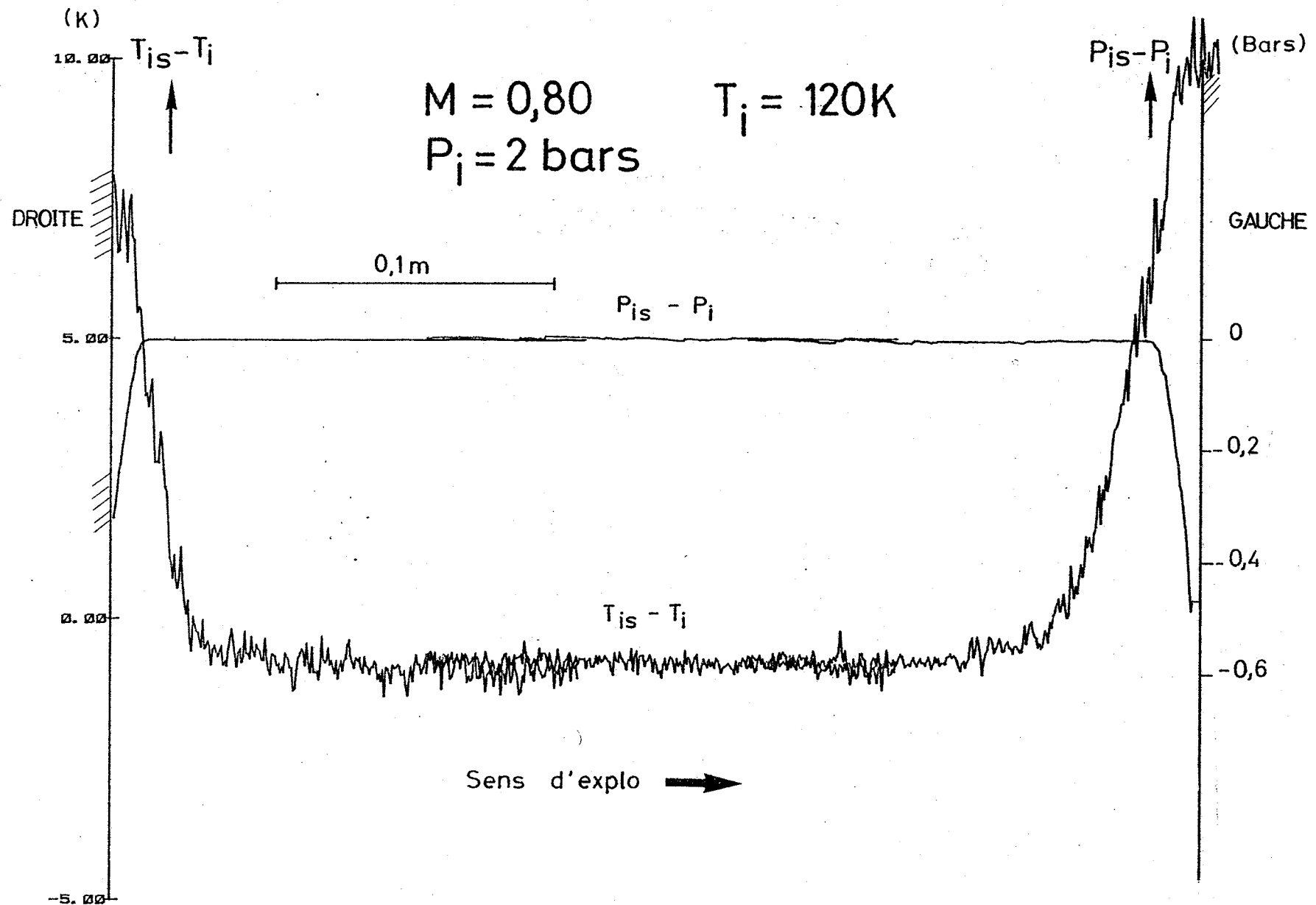


Pl. 21 - Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai  
à  $T_i = 180 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$

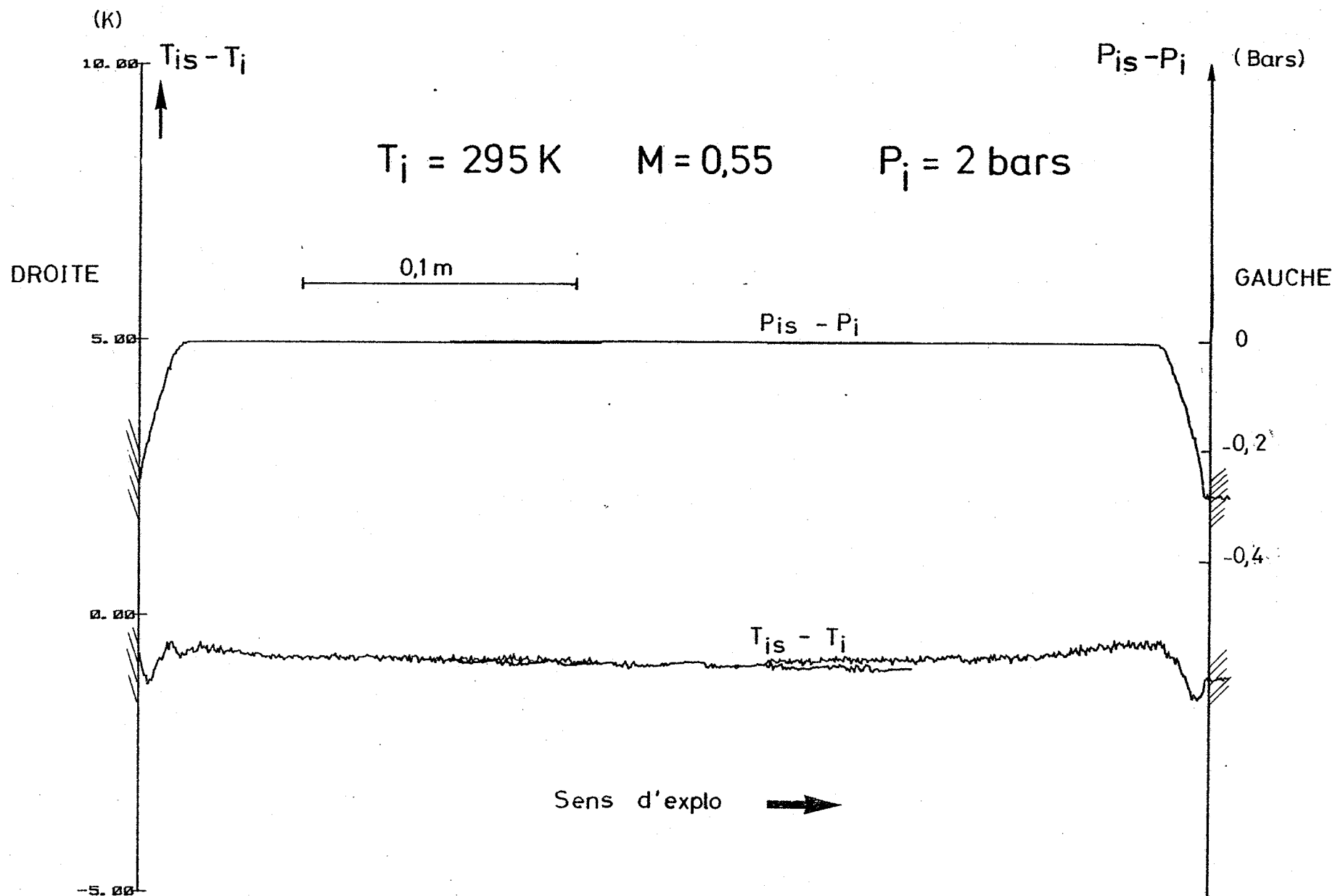


Pl. 22 - Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine  
 d'essai à  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M = 0,8$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$



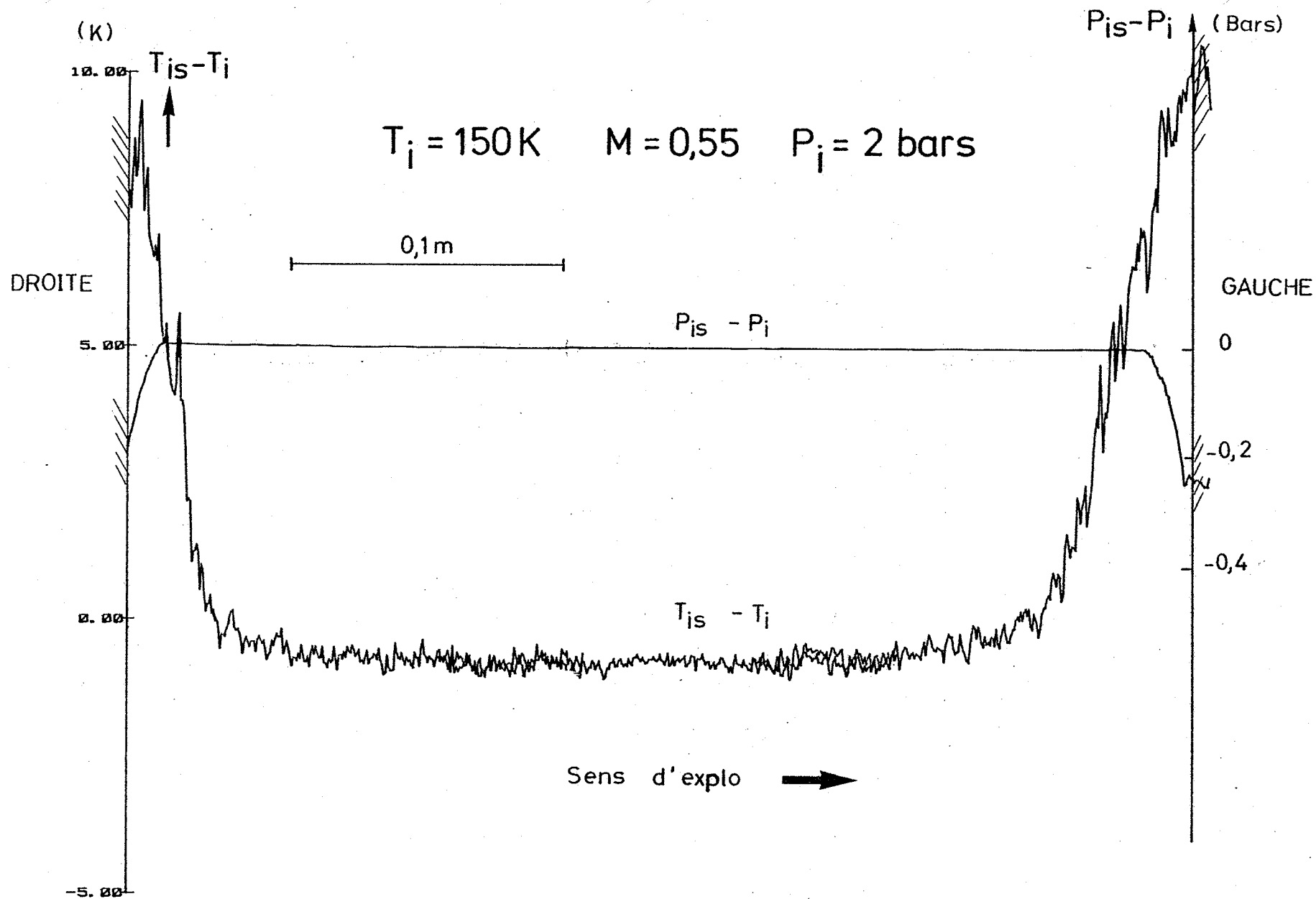


Pl. 24 - Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai  
à  $T_i = 120 \text{ K}$ ,  $M = 0,8$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$

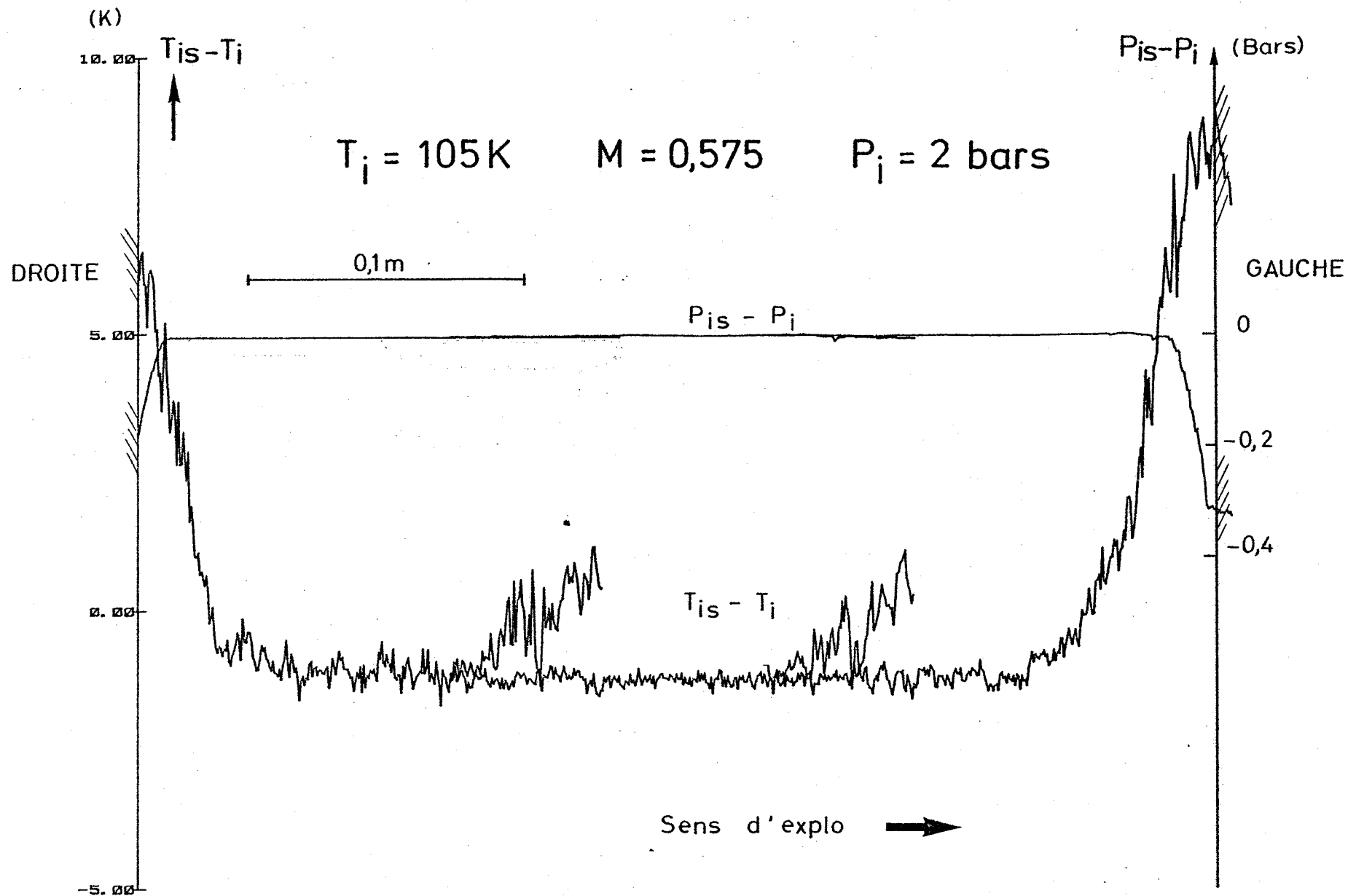


Pl. 25 - Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine  
 d'essai à température ambiante à  $T_i = 295 K$ ,  $M = 0,55$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$

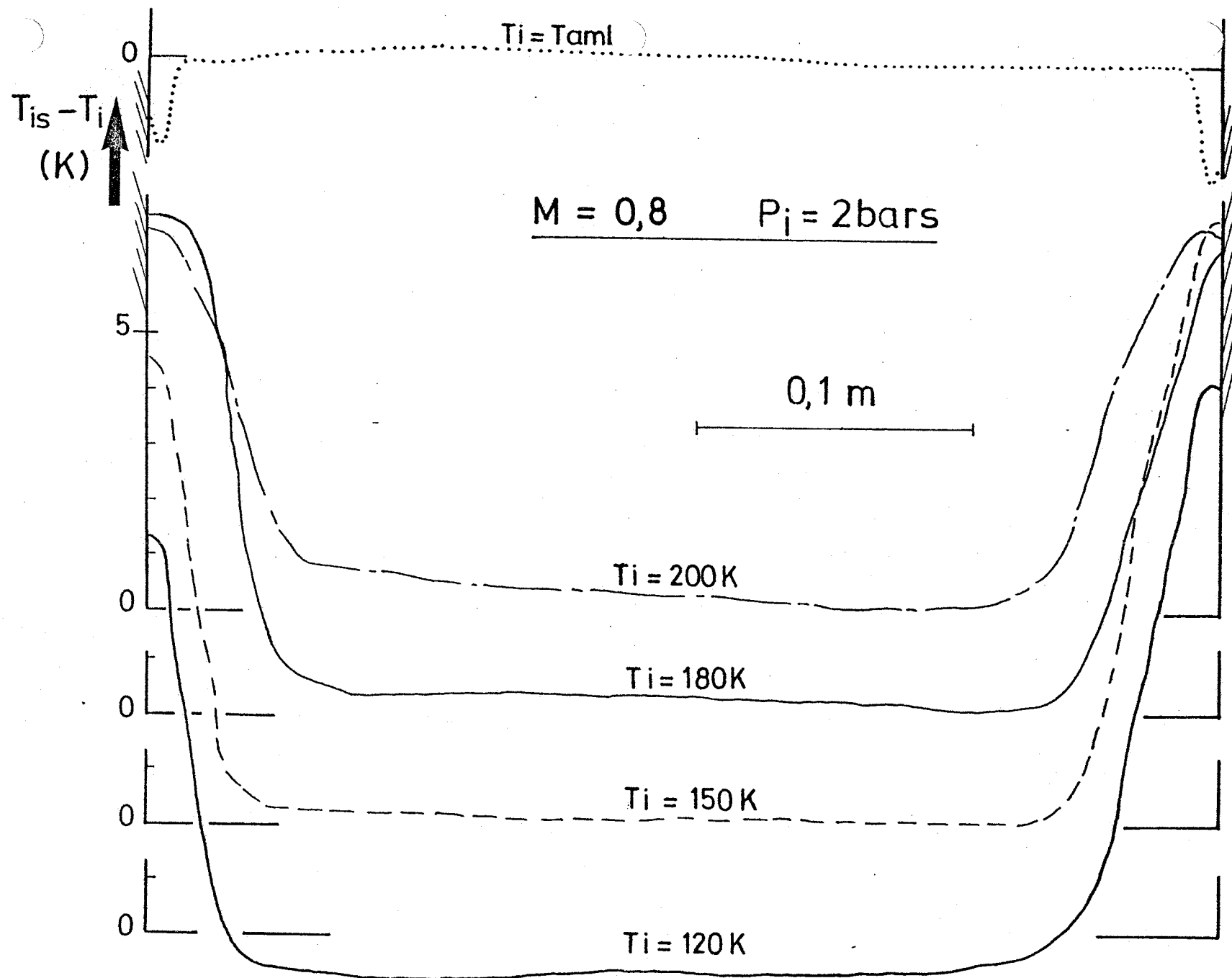




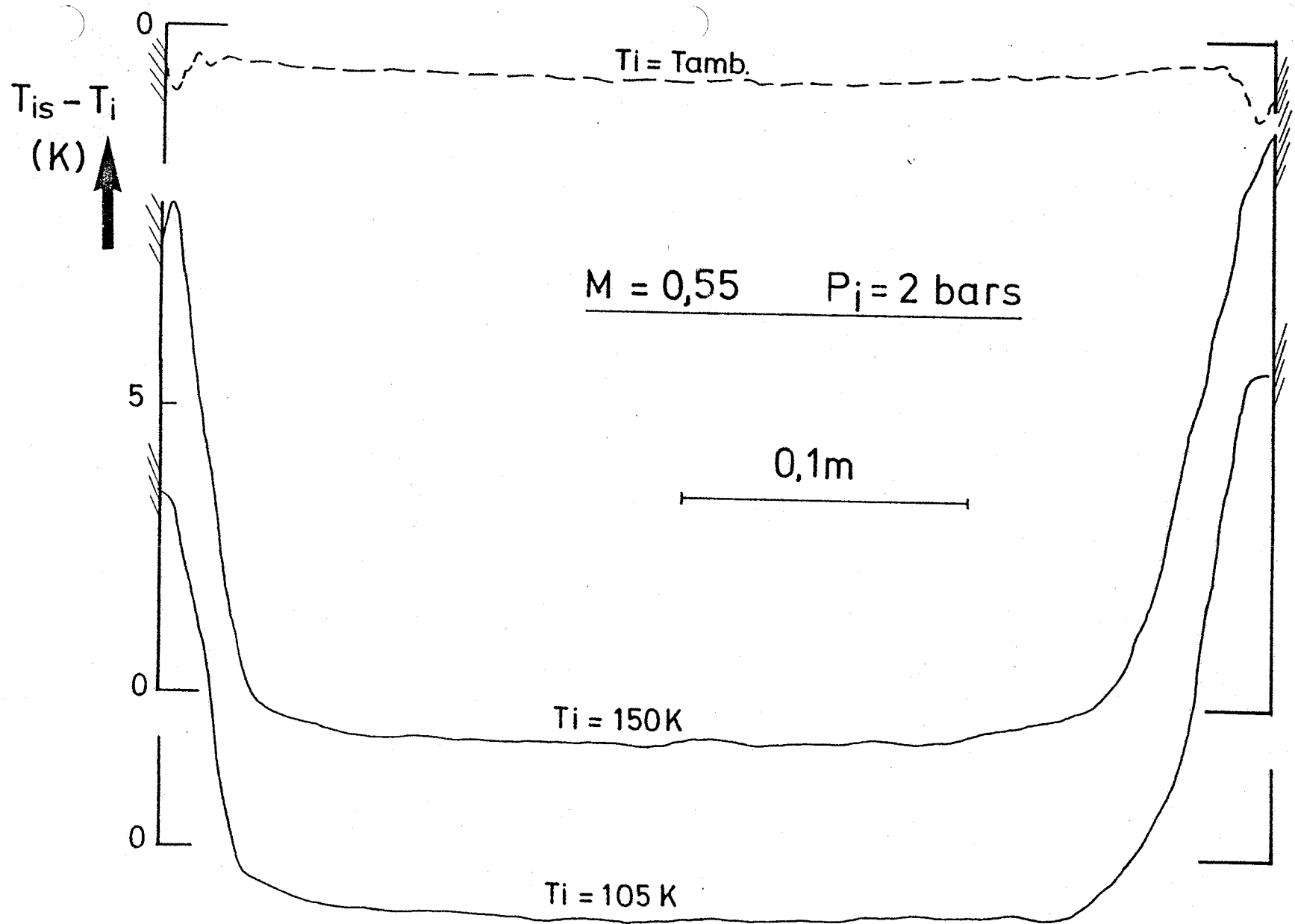
Pl. 26 - Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai  
à  $T_i = 150\text{ K}$ ,  $M = 0,55$  et  $P_i = 2\text{ bars}$



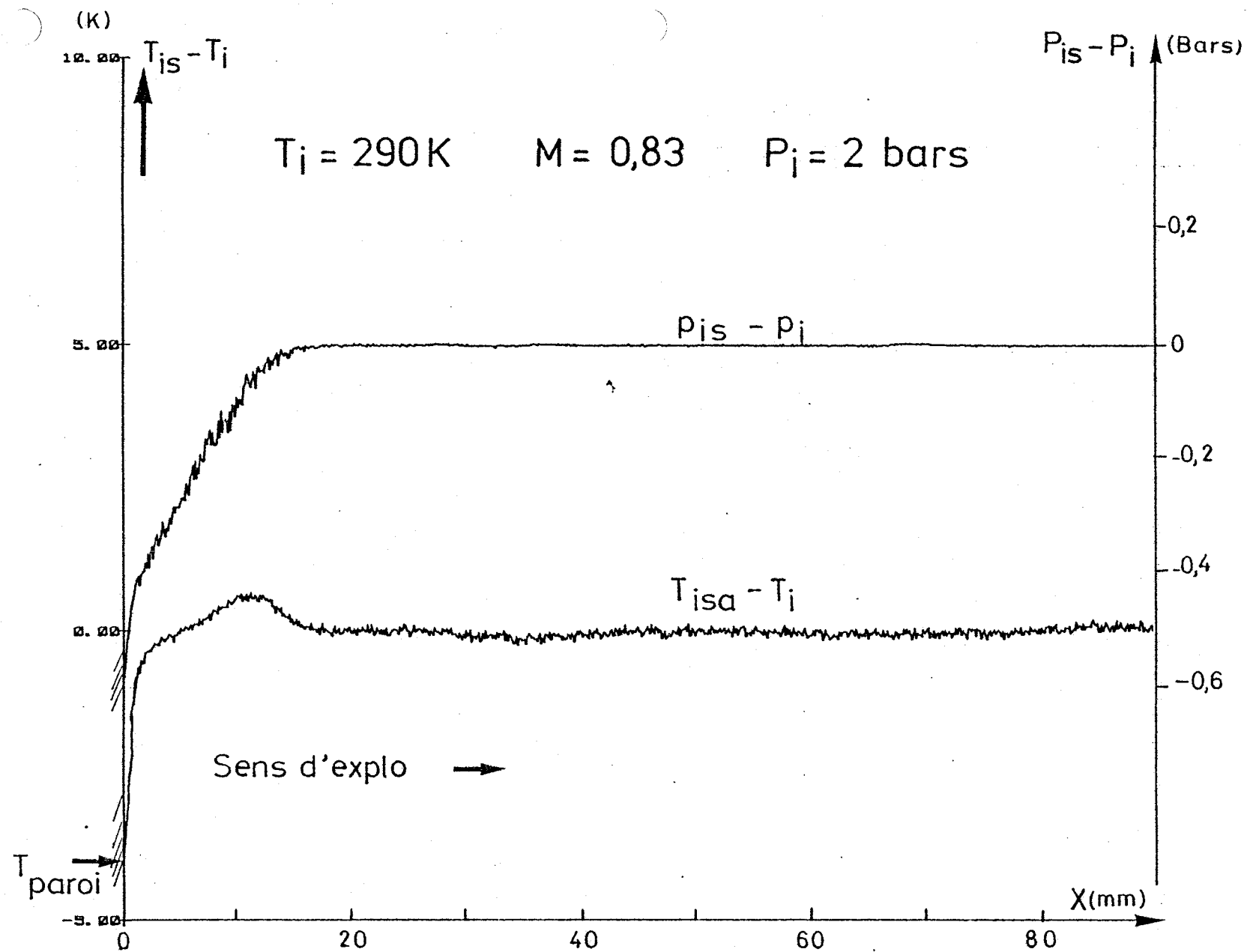
Pl. 27 - Exploration transversale en température et pression d'arrêt de la veine d'essai  
à  $T_i = 105 \text{ K}$ ,  $M = 0,57$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$



Pl. 28 - Regroupement des distributions transversales de température dans la veine d'essai  
 à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$ , pour divers niveaux de température génératrice

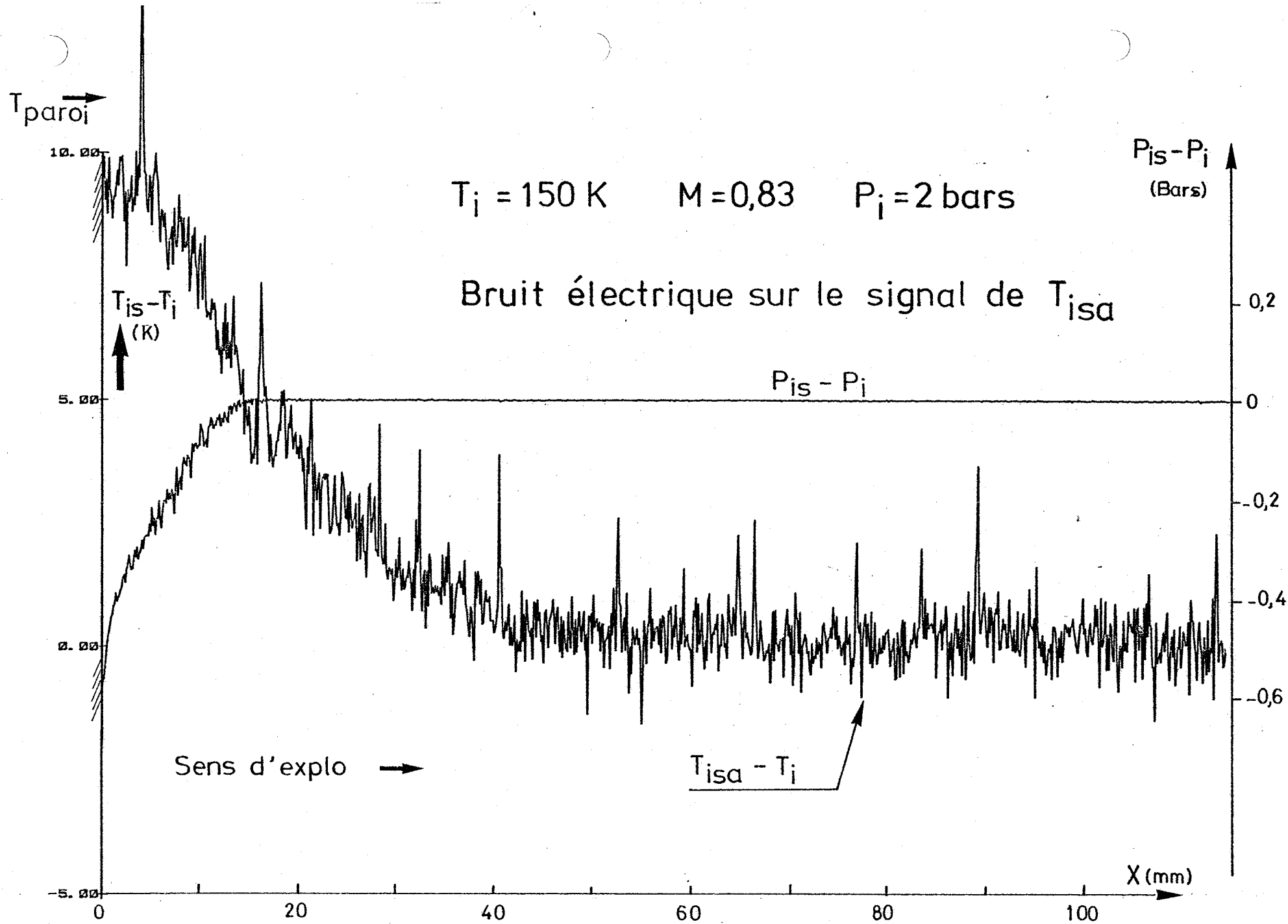


Pl. 29 - Regroupement des distributions transversales de température dans la veine d'essai à  $M = 0,55$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$ , pour divers niveaux de température génératrice

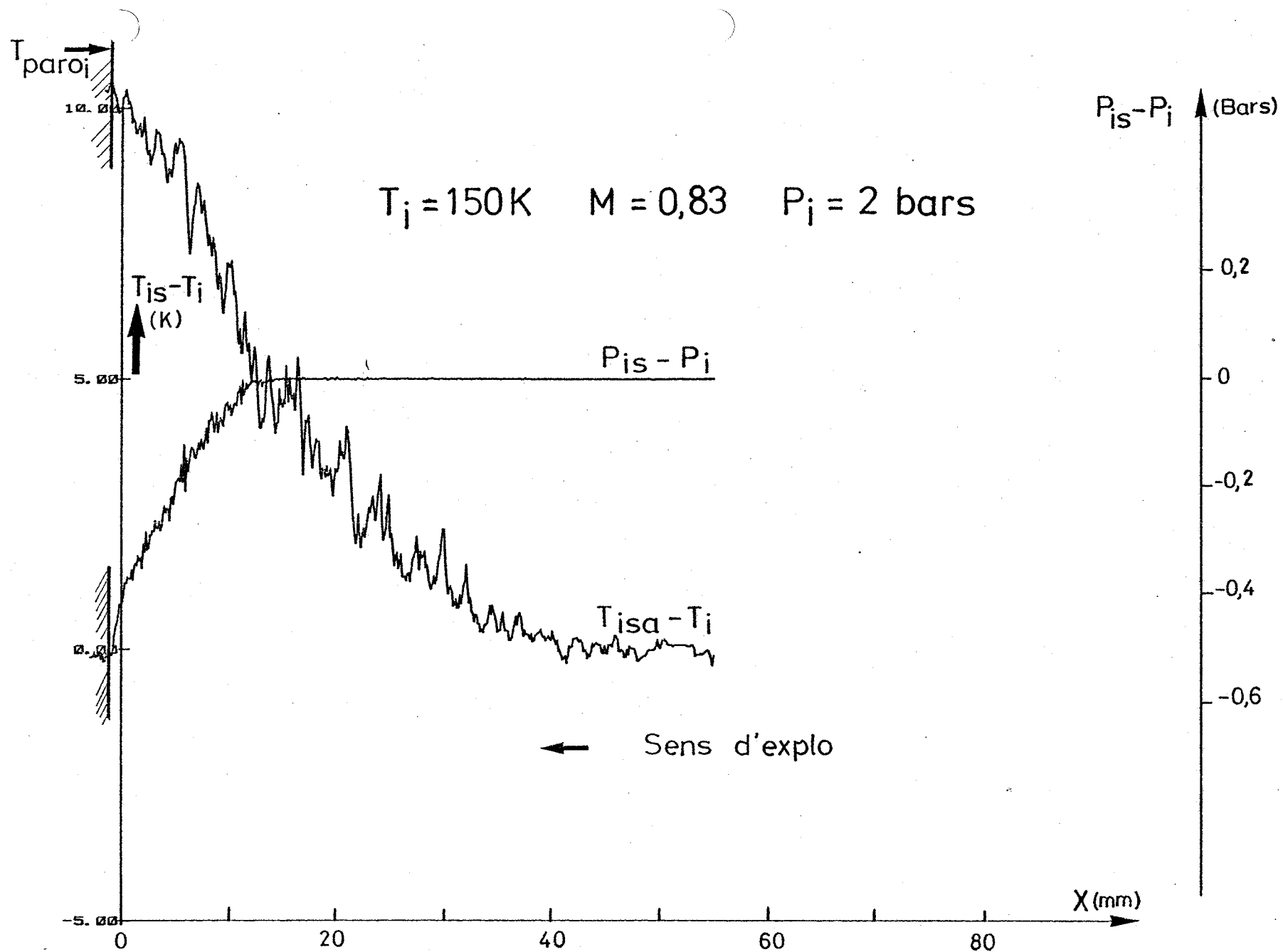


Pl. 30 - Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi,  
 dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 290 K$ ,  $M = 0,83$   
 et  $P_i = 2 \text{ bars}$



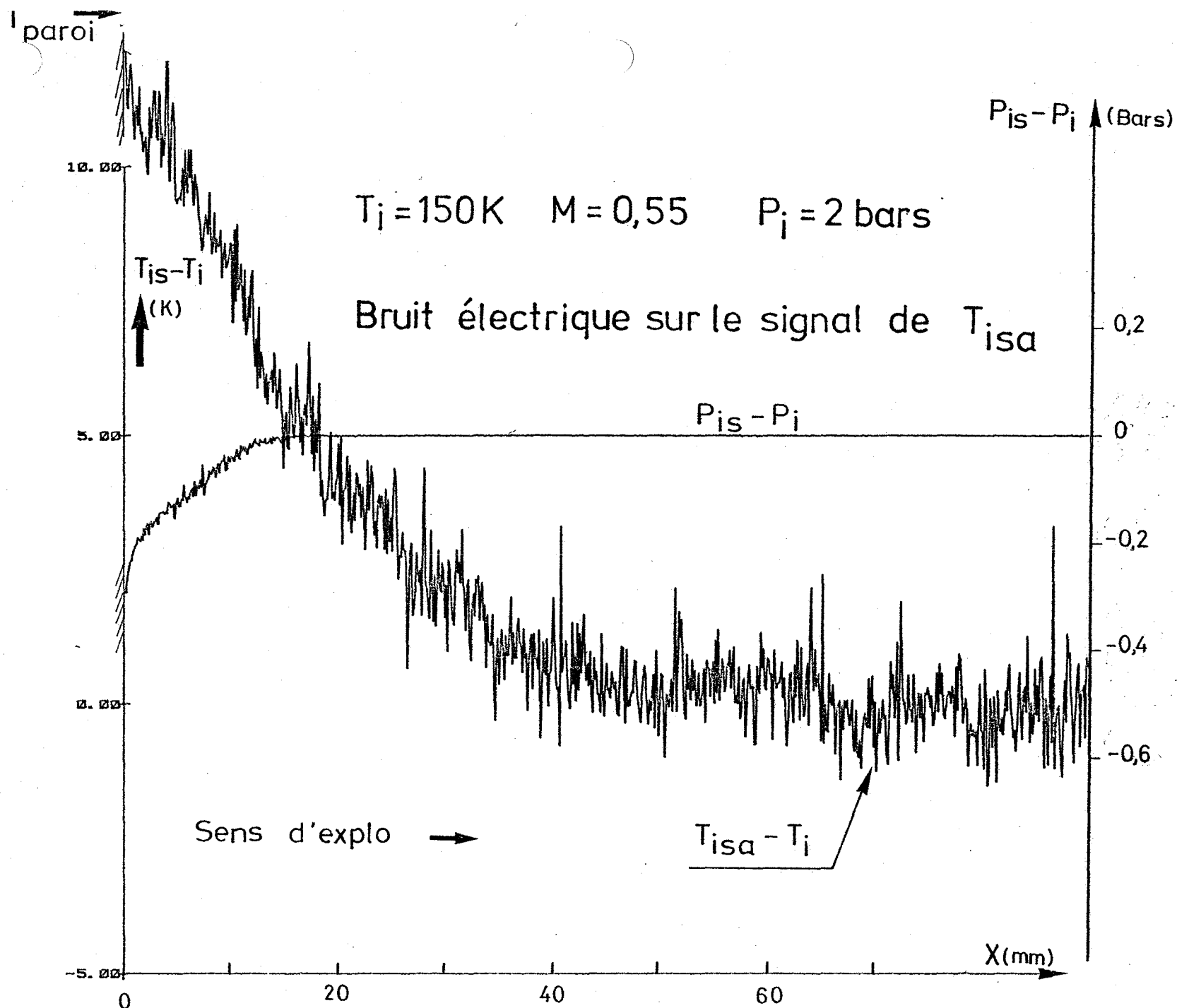


Pl. 32 - Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$



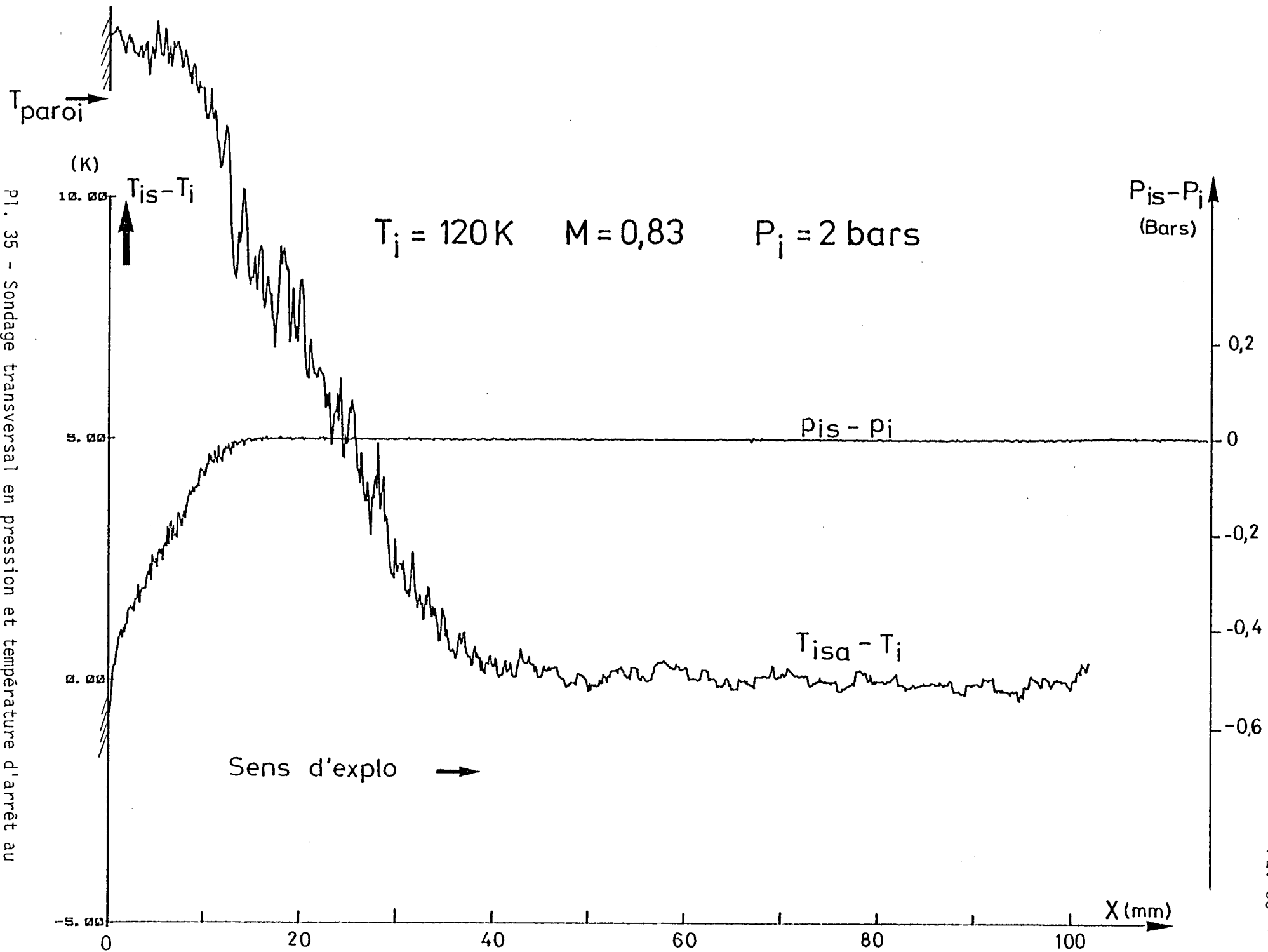
Pl. 33 - Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, en amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M_\infty = 0,83$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$

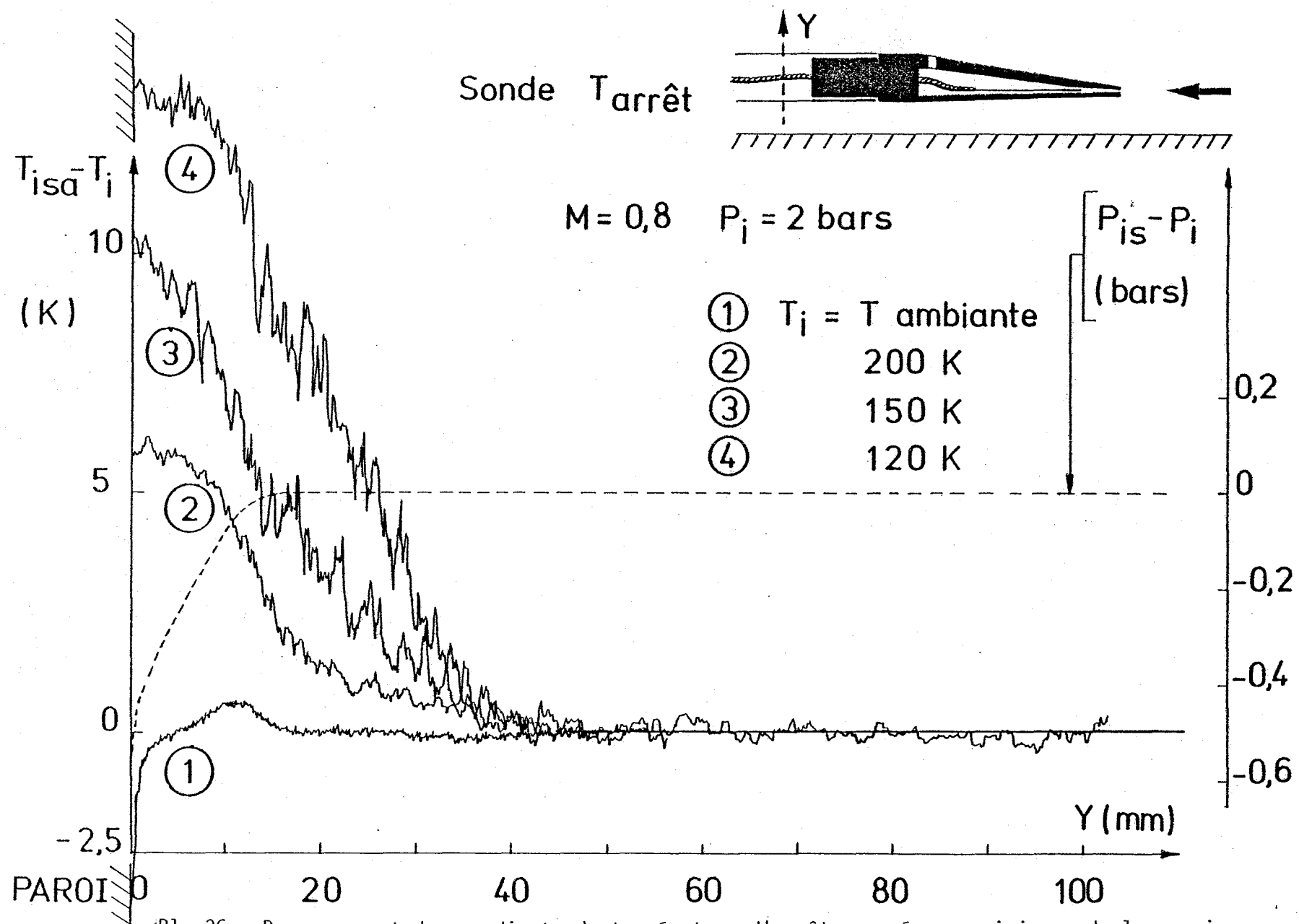




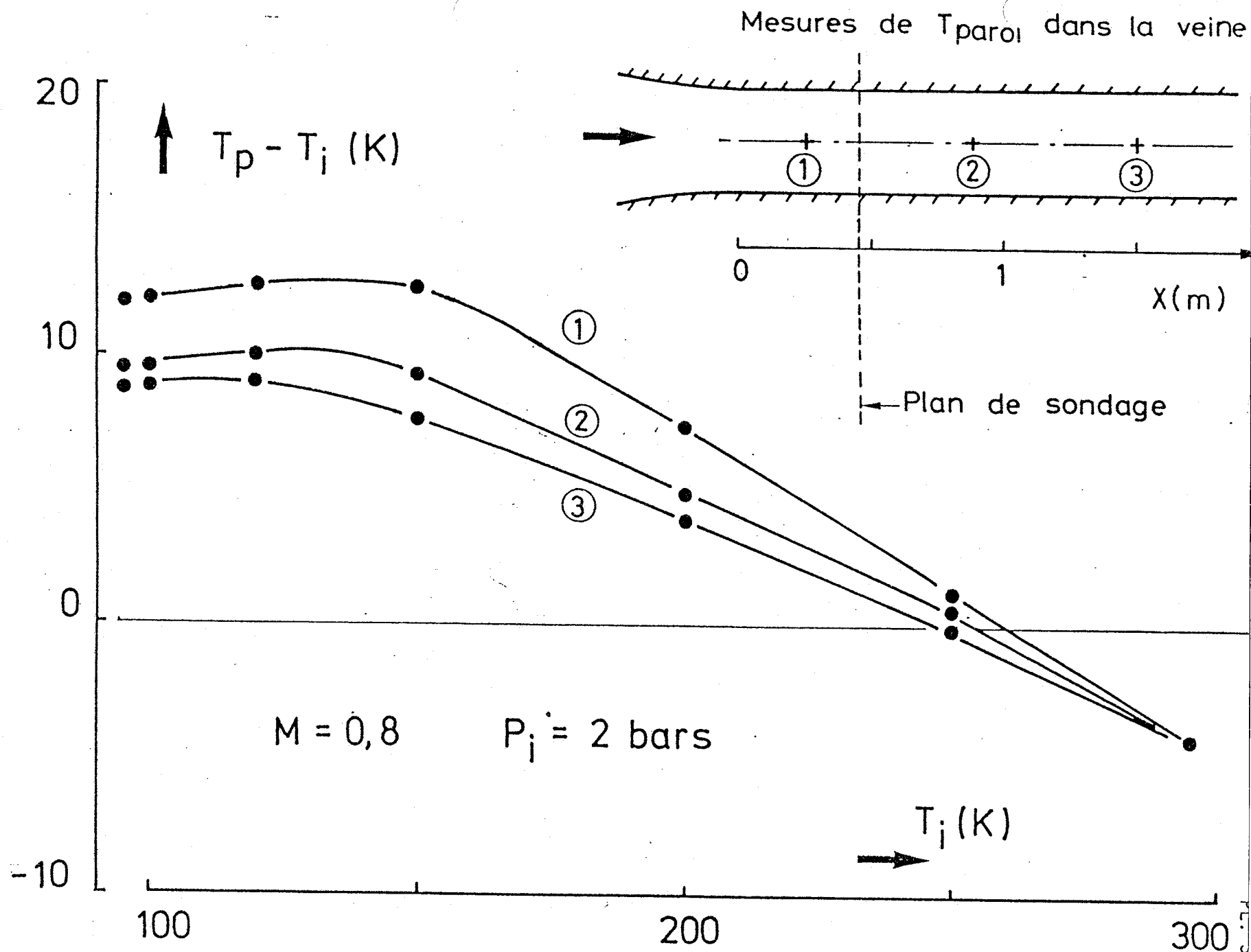
Pl. 34 - Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 150\text{ K}$ ,  $M = 0,55$  et  $P_i = 2\text{ bars}$

PL. 35 - Sondage transversal en pression et température d'arrêt au voisinage de la paroi, dans la partie amont de la veine d'essai, au cours d'un essai à  $T_i = 120$  K,  $M = 0,83$  et  $P_i = 2$  bars

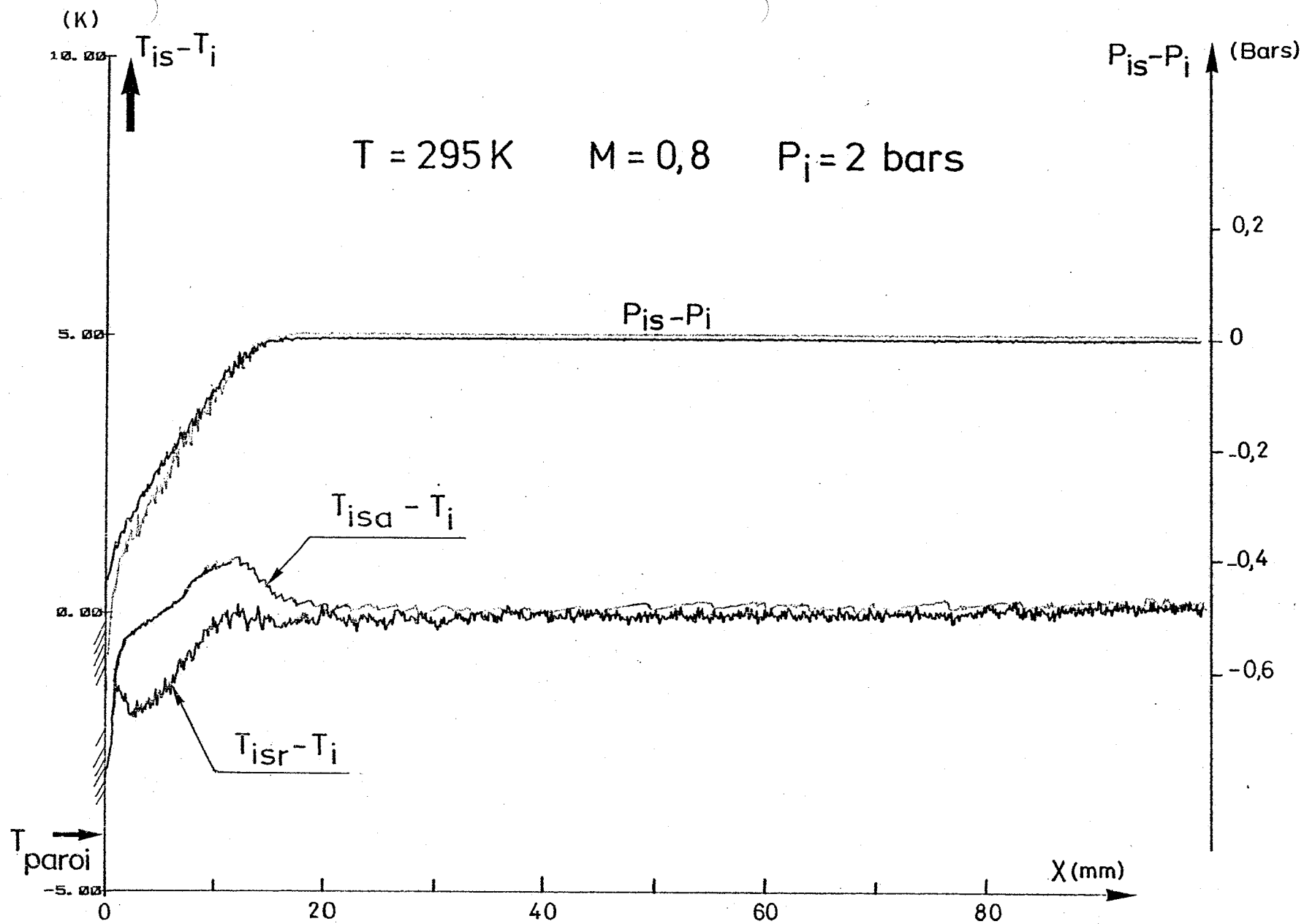




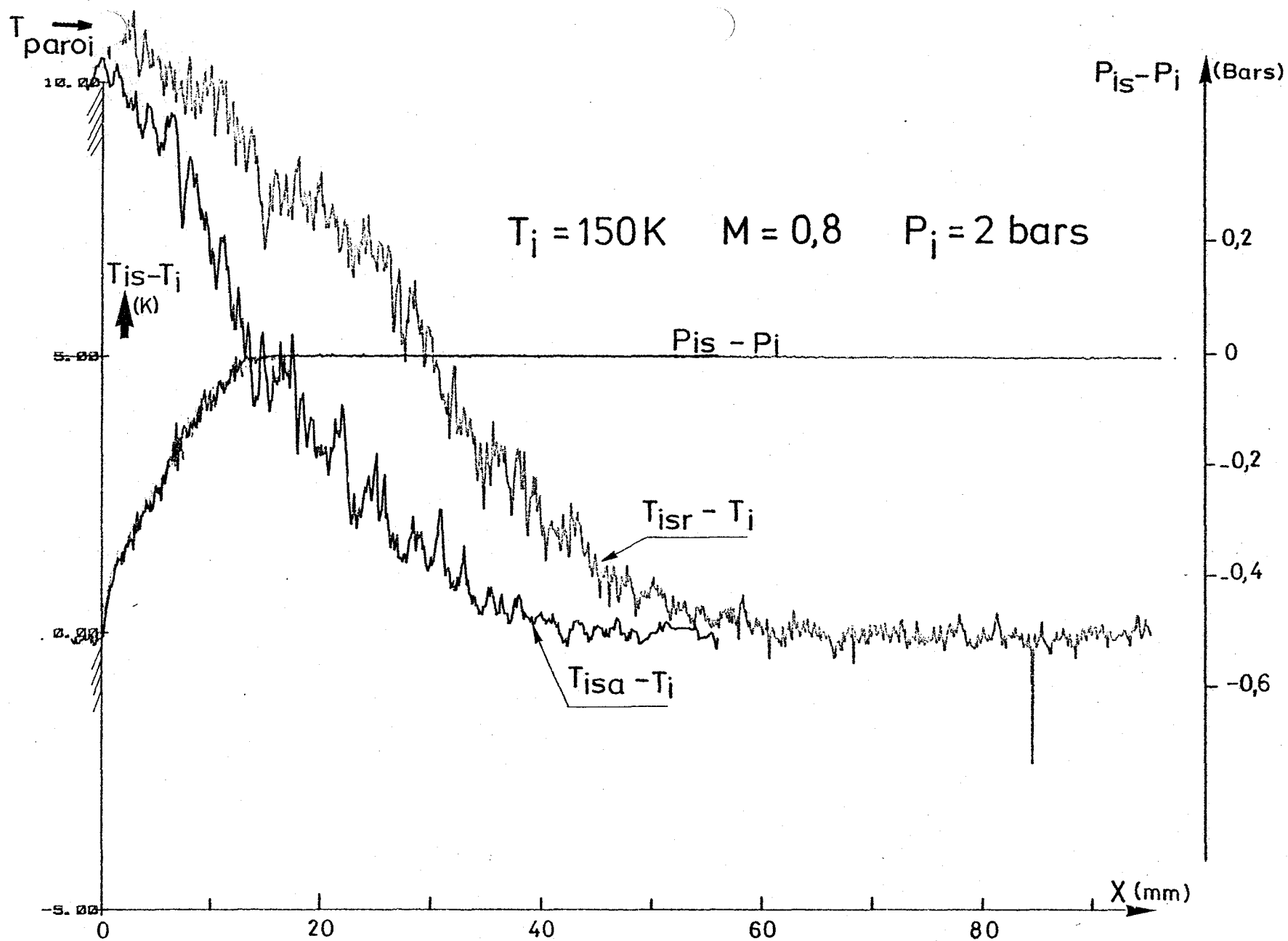
Pl. 36 - Regroupement des gradients de température d'arrêt mesurés au voisinage de la paroi en fonction de la température de l'essai à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$



Pl. 37 - Evolution de la distribution de température de paroi mesurée le long de la veine en fonction de la température de l'essai, à  $M = 0,8$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$

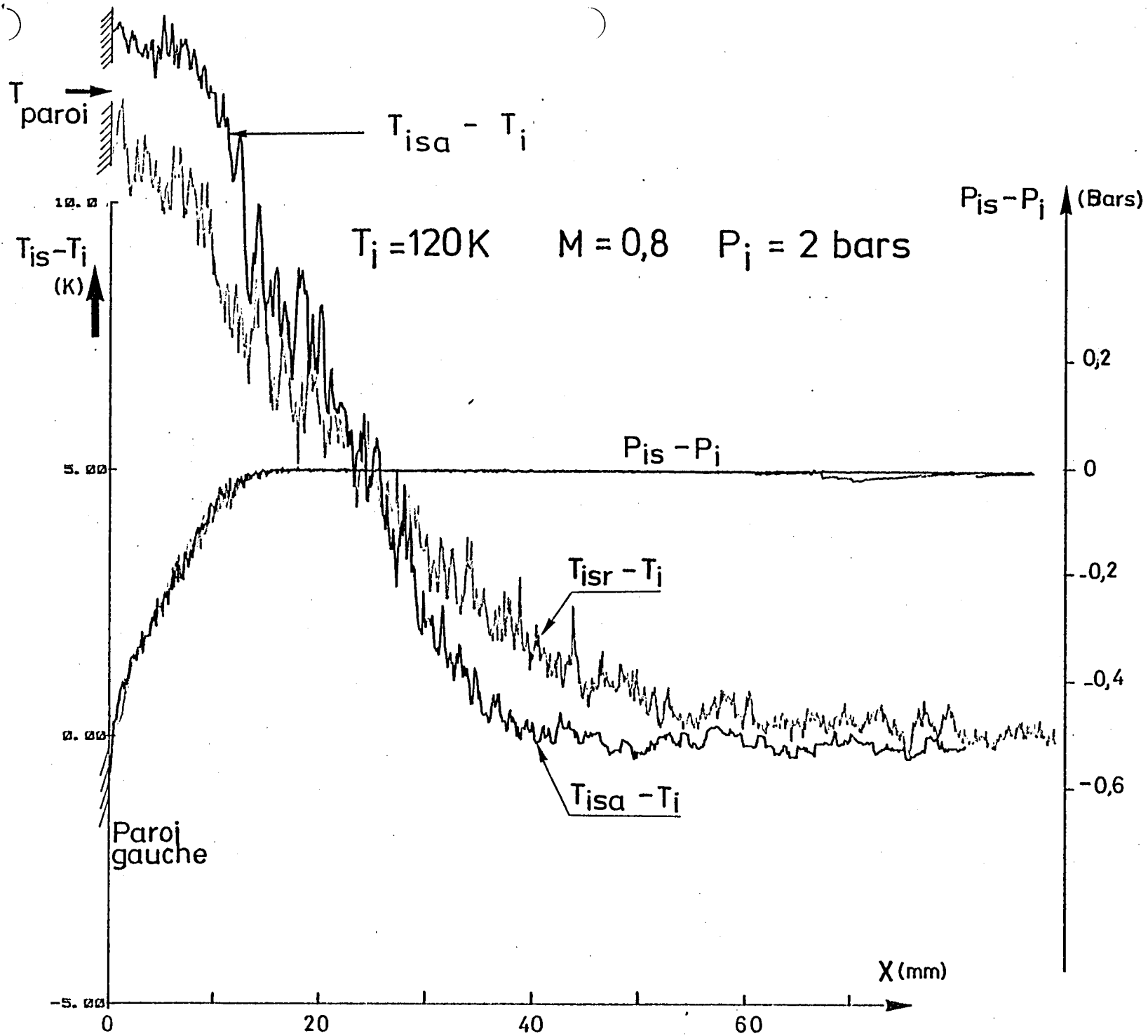


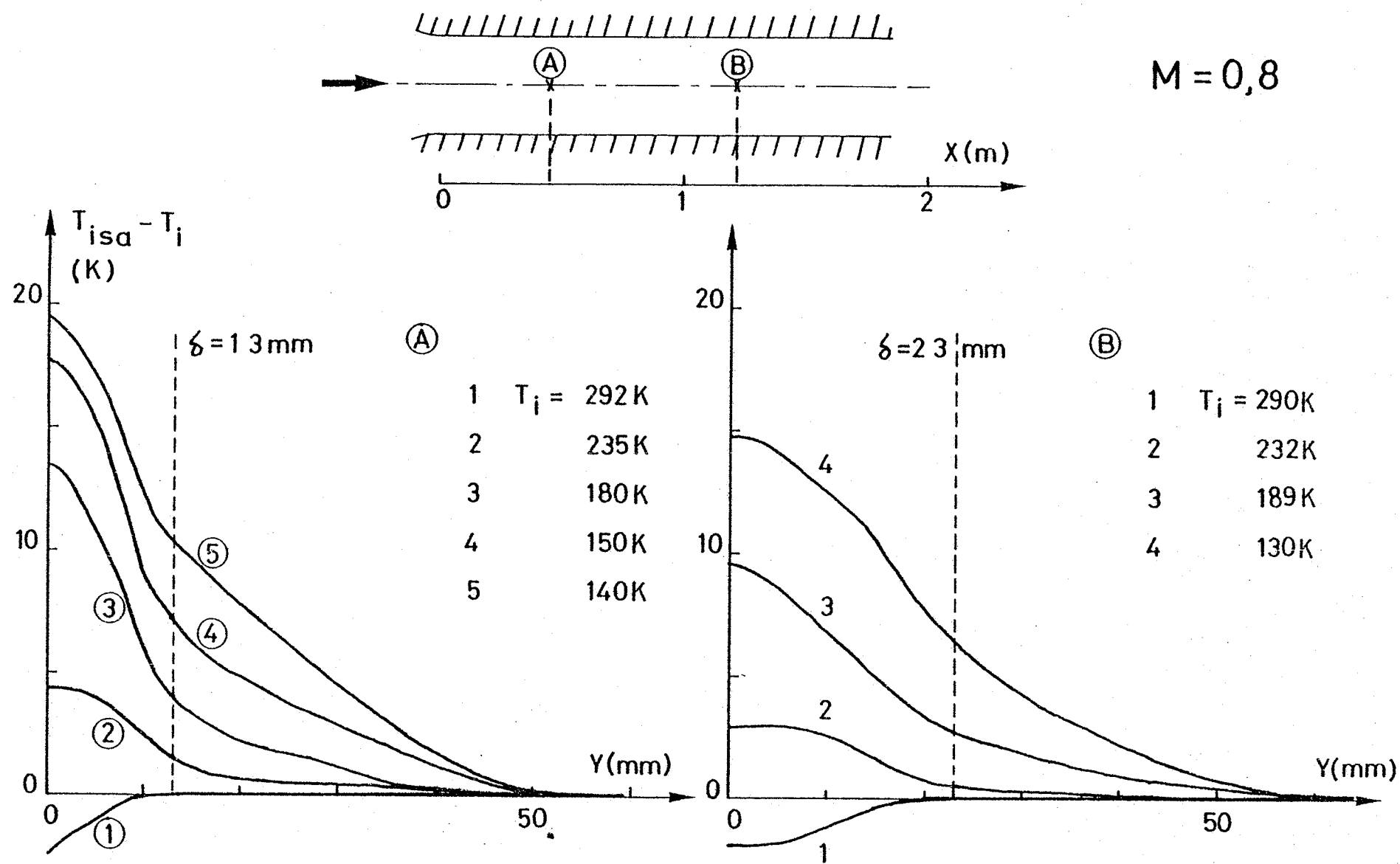
Pl. 38 - Comparaison des distributions de température d'arrêt obtenues au voisinage de la paroi de la veine avec la sonde de température d'arrêt et la sonde de récupération du peigne mobile



Pl. 39 - Comparaison des distributions de température d'arrêt obtenues au voisinage de la paroi de la veine avec la sonde de température d'arrêt et la sonde de récupération du peigne mobile

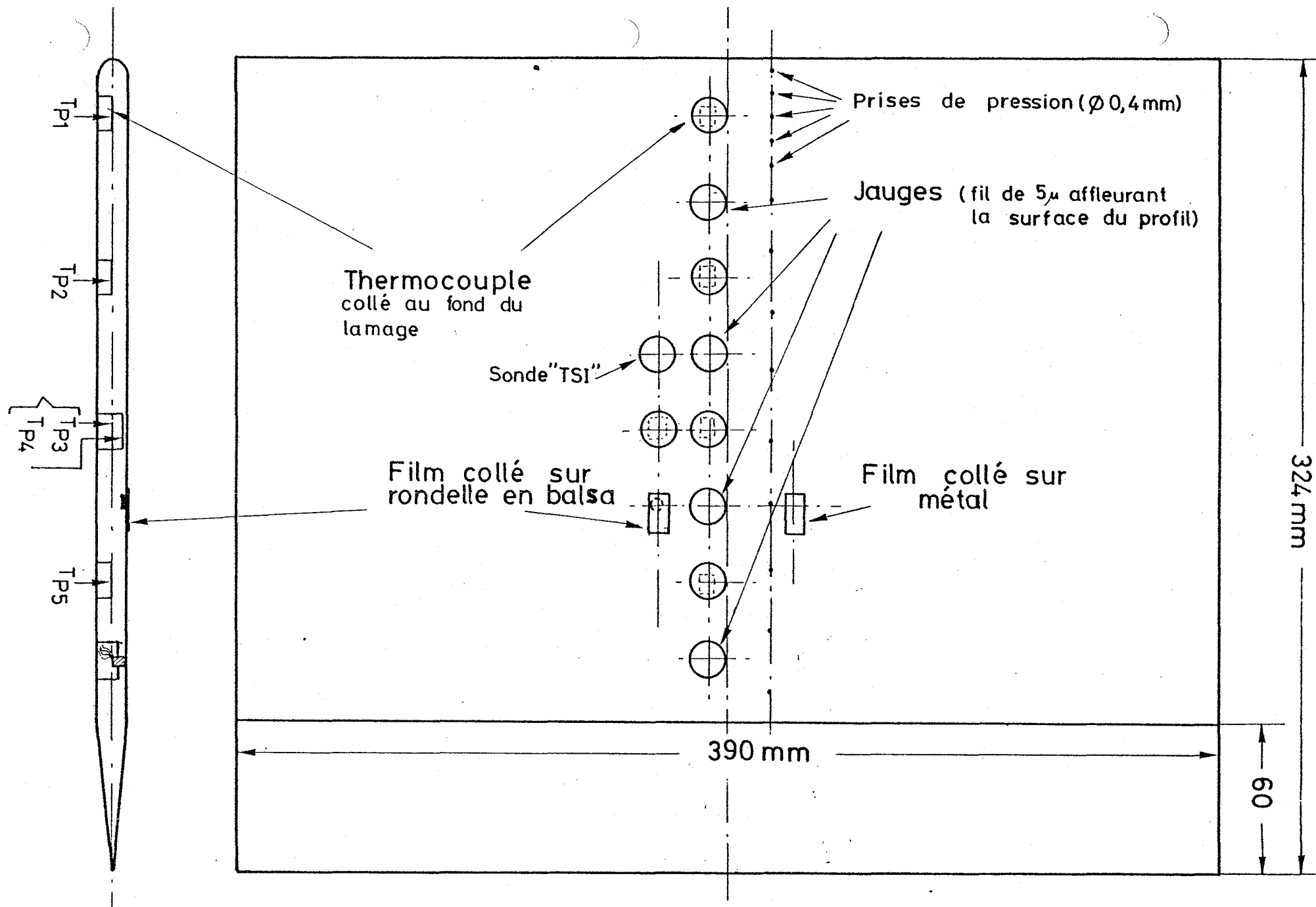
Pl. 40 - Comparaison des distributions de température d'arrêt obtenues au voisinage de la paroi de la veine avec la sonde de température d'arrêt et la sonde de récupération du peigne mobile





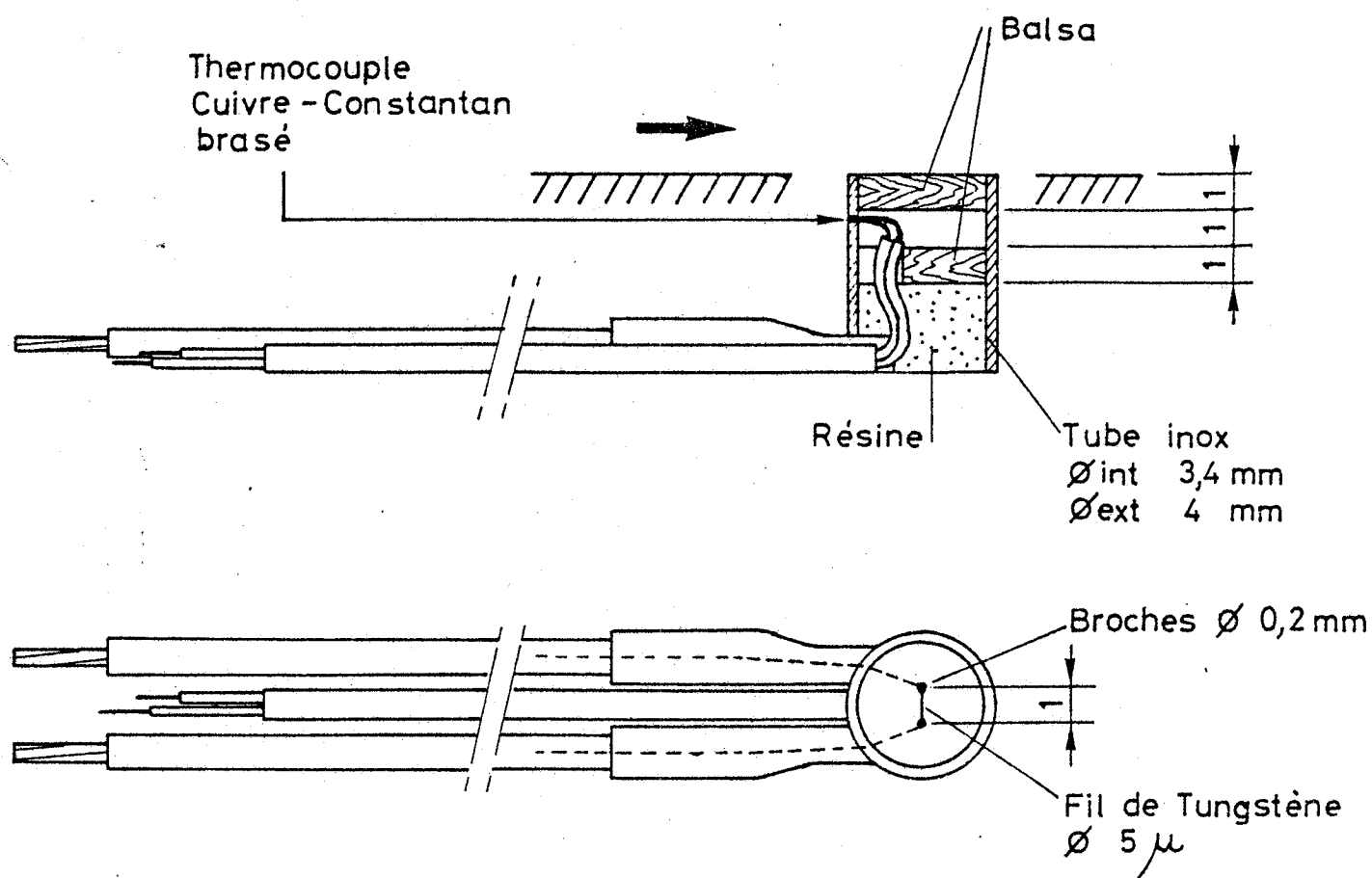
Pl. 41 - Résultats antérieurs de sondages de température d'arrêt à la paroi de la veine, obtenus avec une sonde de récupération, au cours des premiers essais cryogéniques en octobre 1981



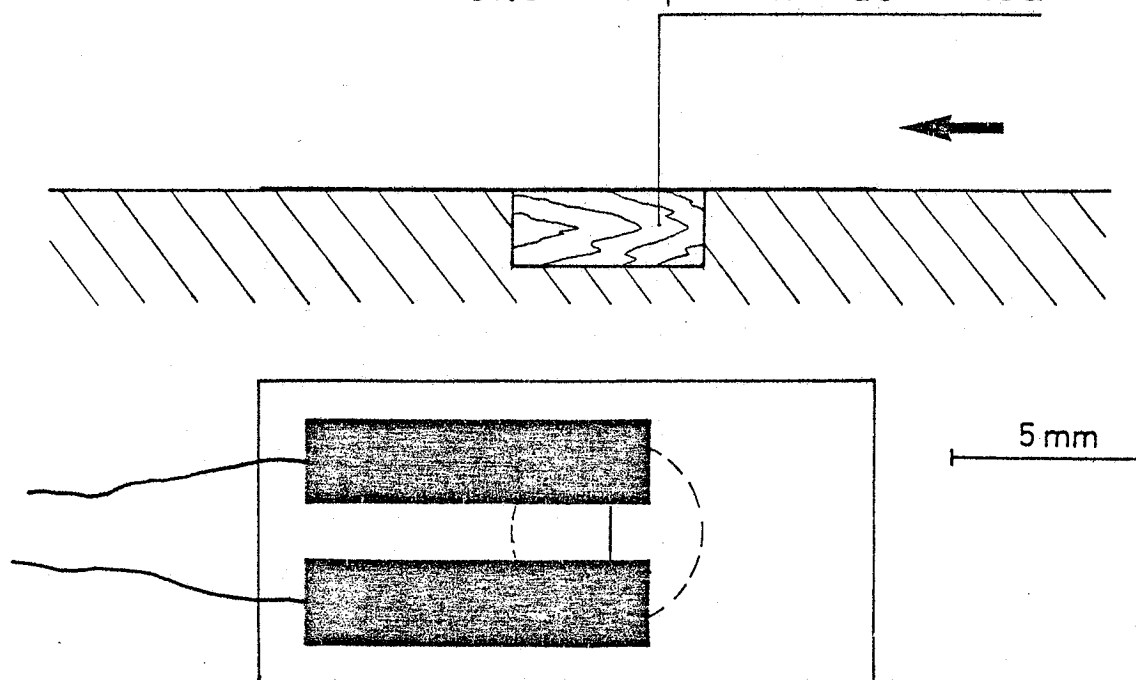


Pl. 42 - Schéma du profil de plaque plane en AU4G : localisation des prises de pression, thermocouples et jauges de frottement

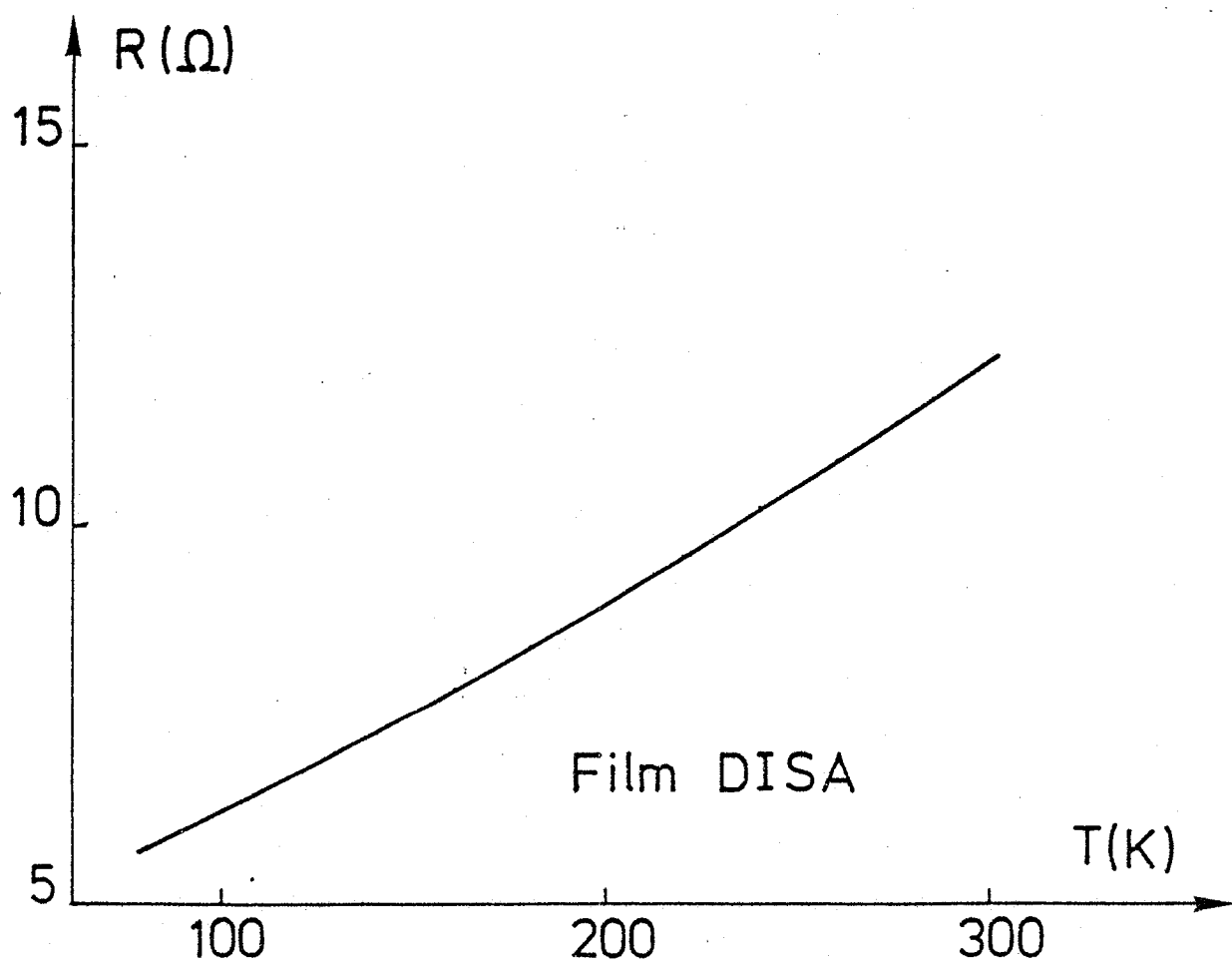
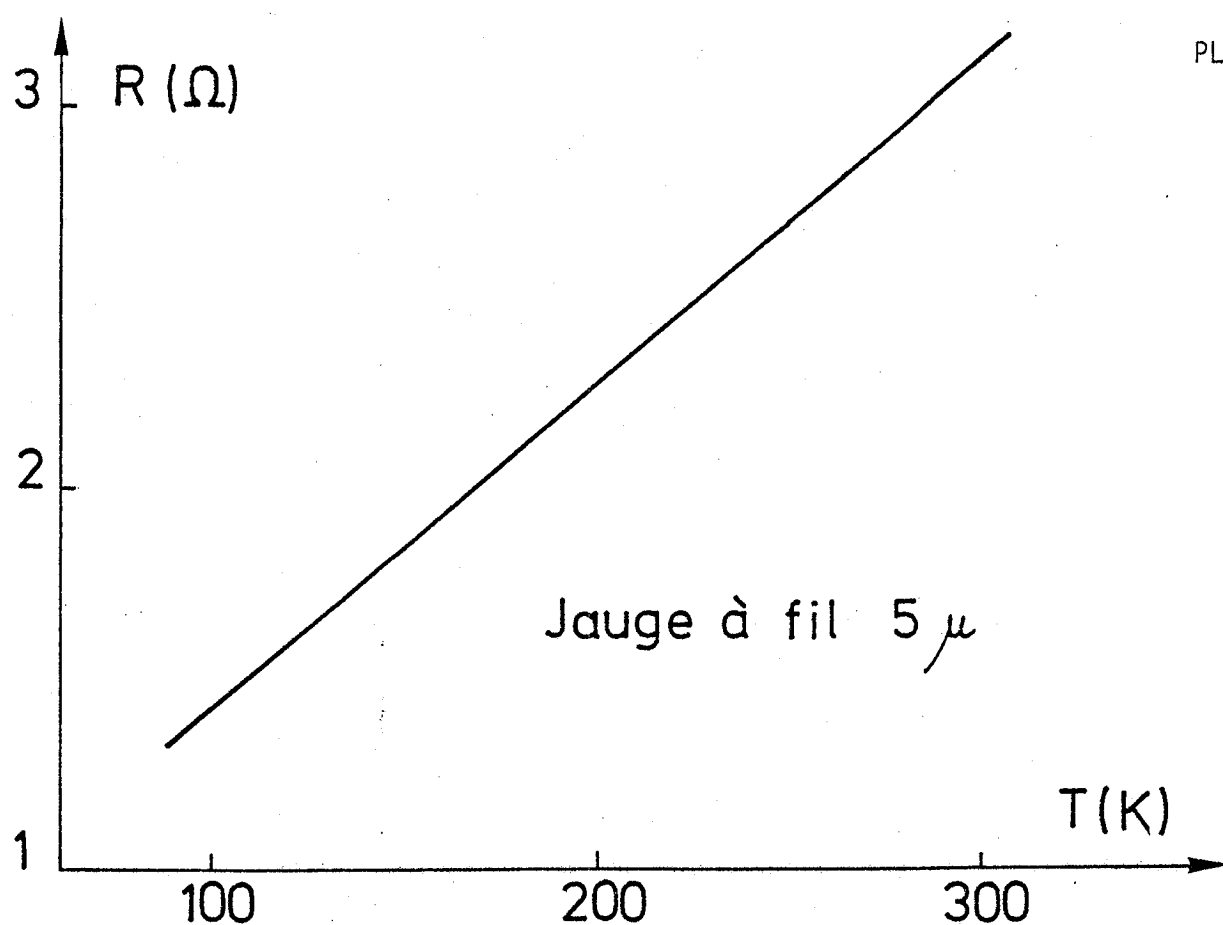
## JAUGE DE FROTTEMENT A FIL



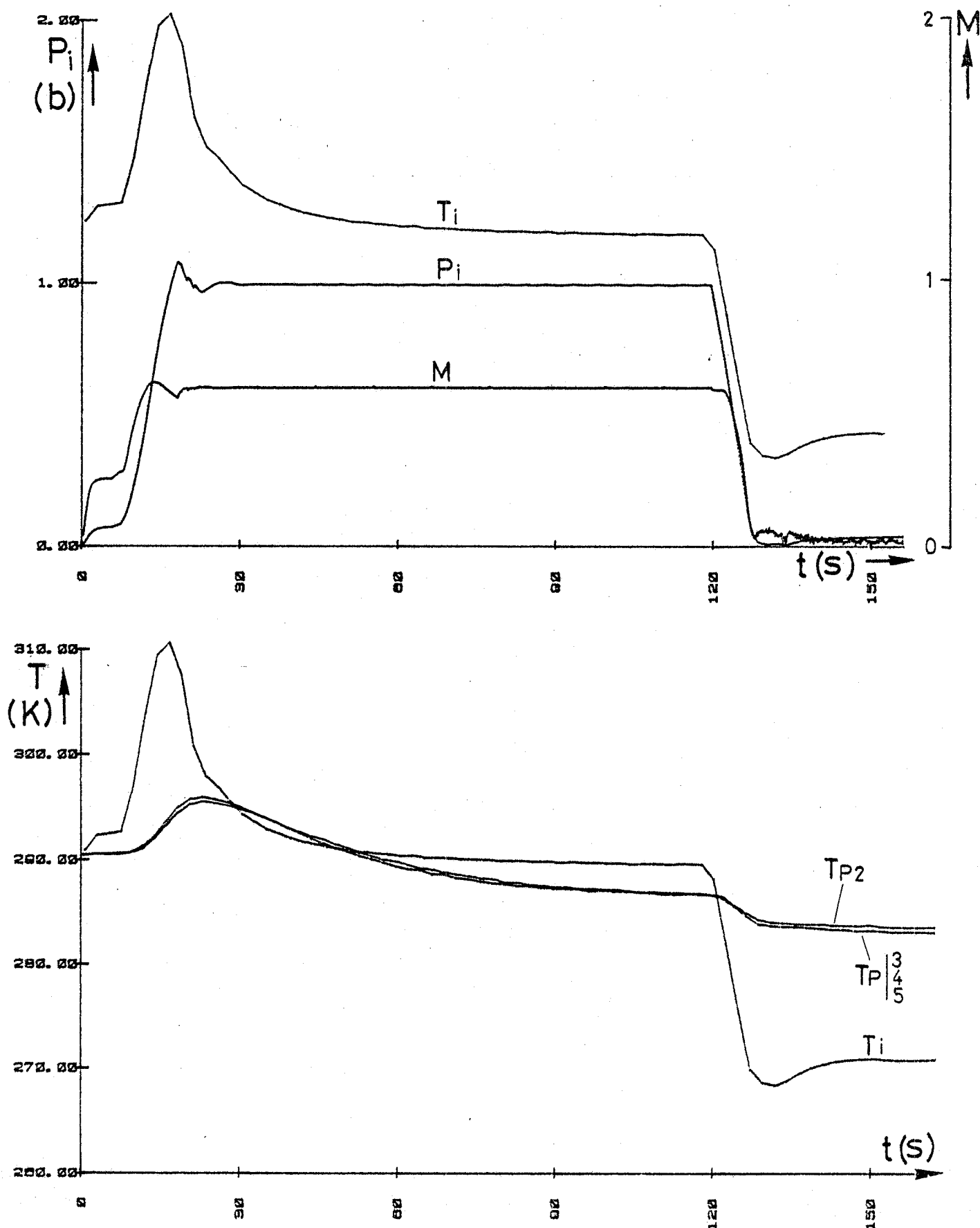
FILM DISA collé sur pastille de balsa



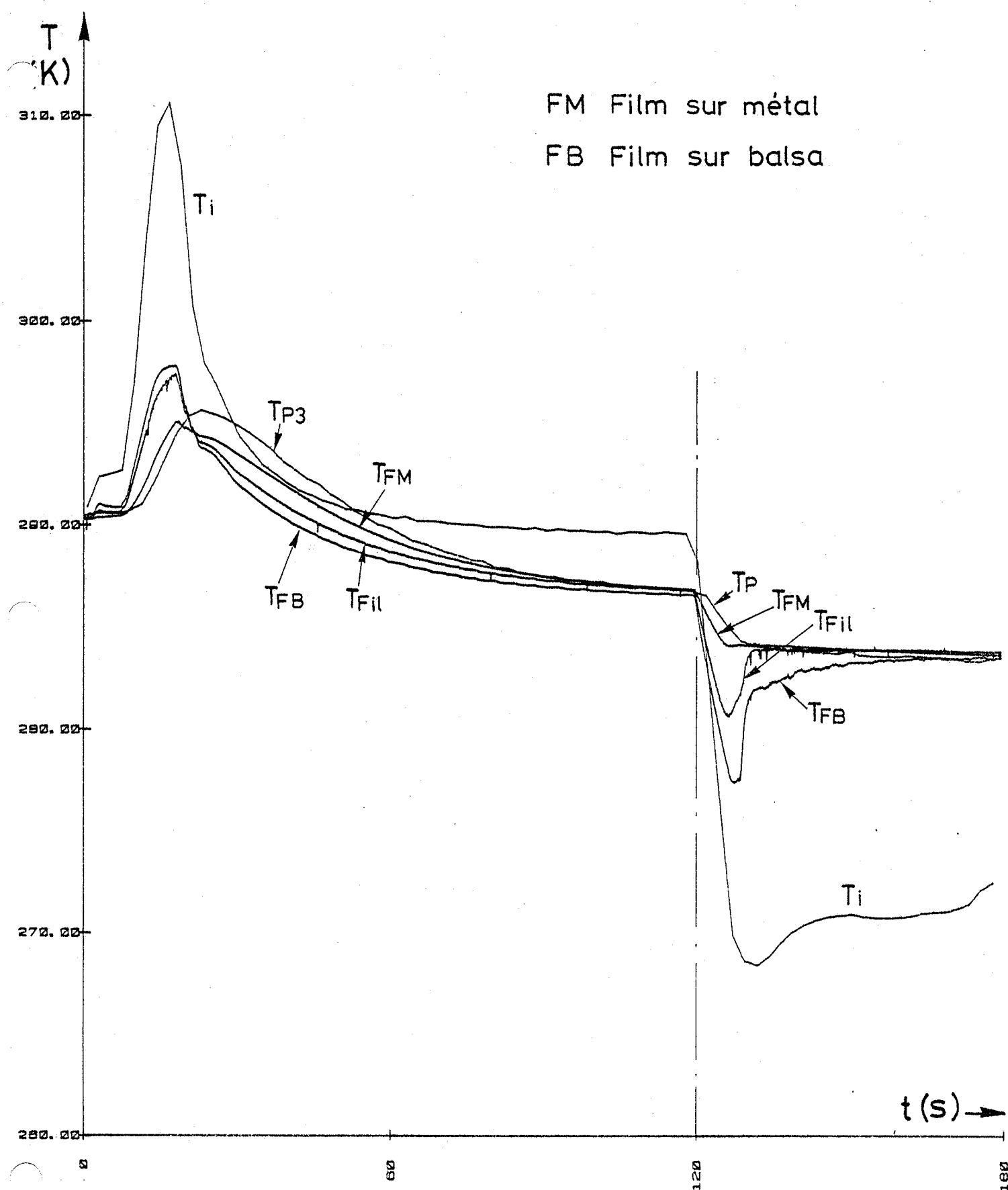
Pl. 43 - Schéma d'une jauge de frottement à fil chaud et d'un film DISA collé sur pastille de balsa



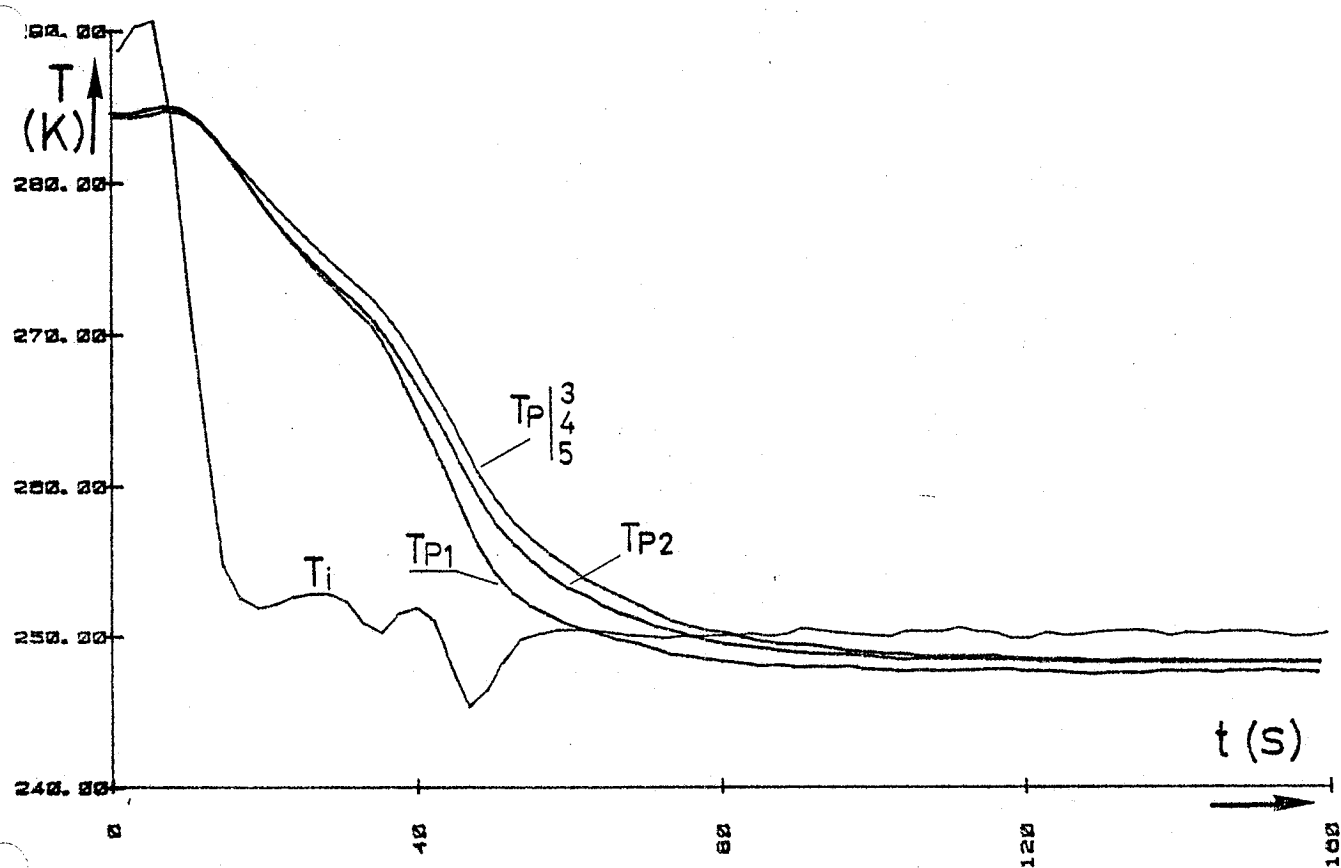
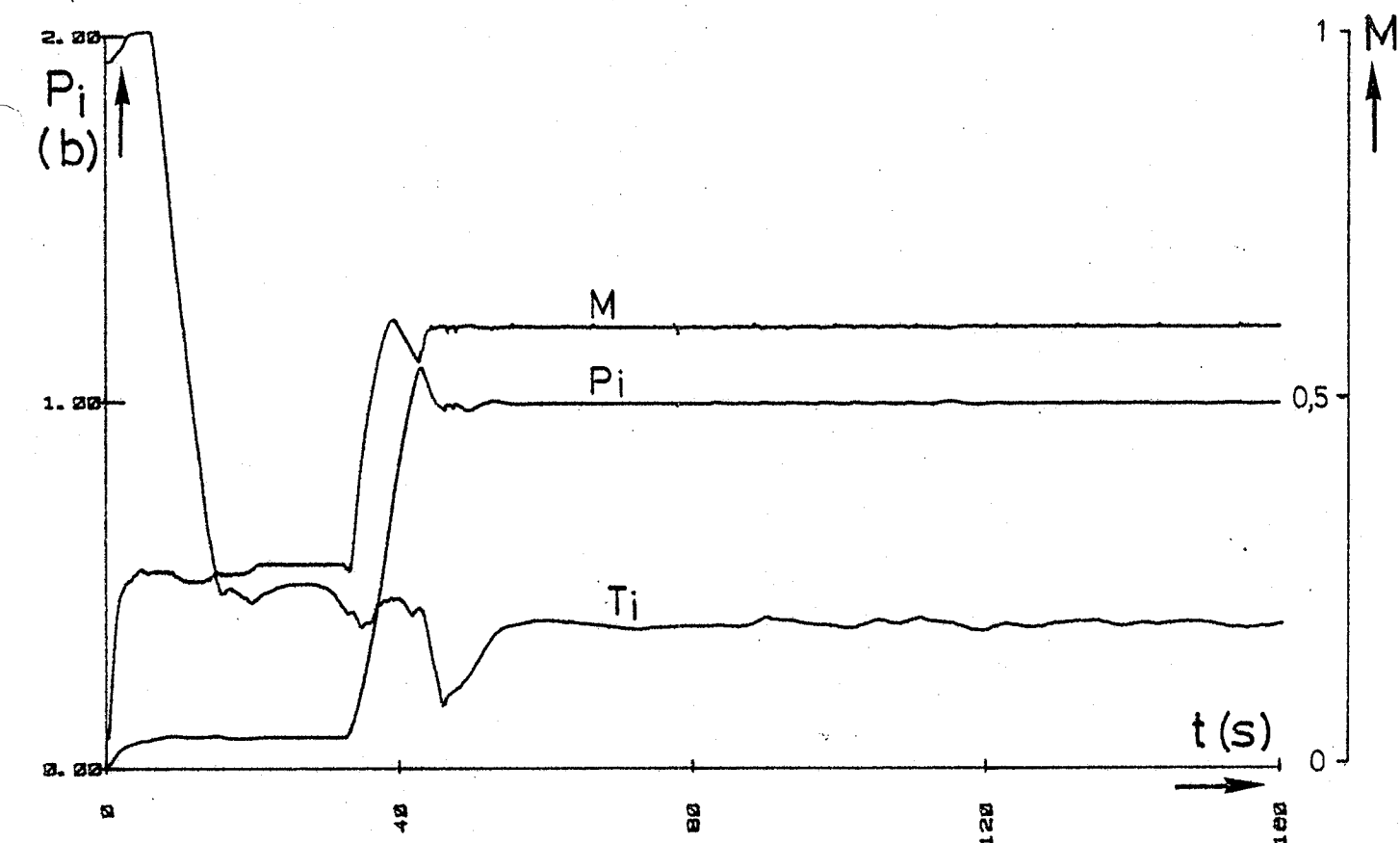
Pl. 44 - Courbes de variation de la résistance de l'élément sensible en fonction de la température dans le cas d'une jauge à fil et d'un film DISA



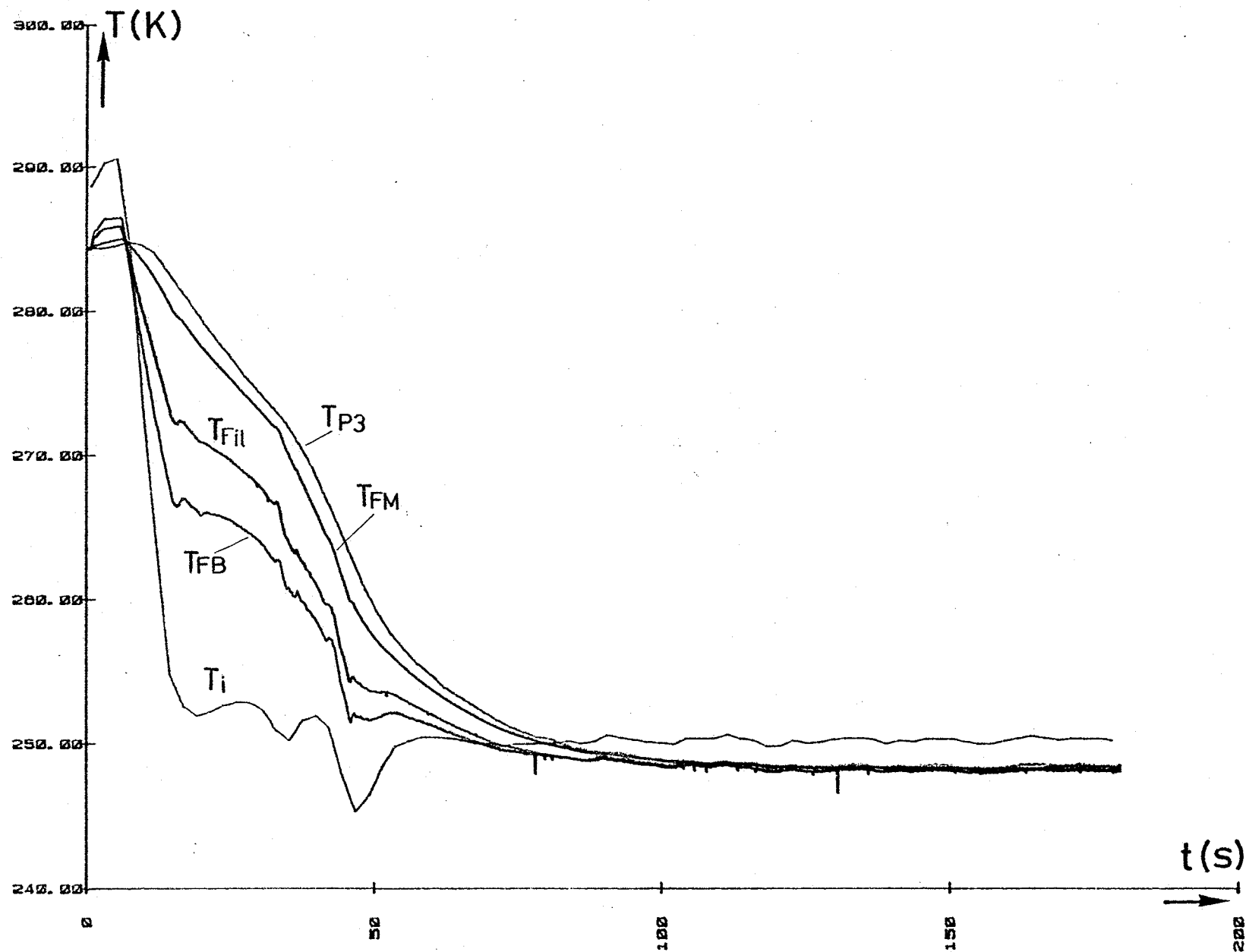
Pl. 45 - Evolution des paramètres de l'écoulement et de la température de la plaque au cours d'une rafale à température ambiante, à  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars



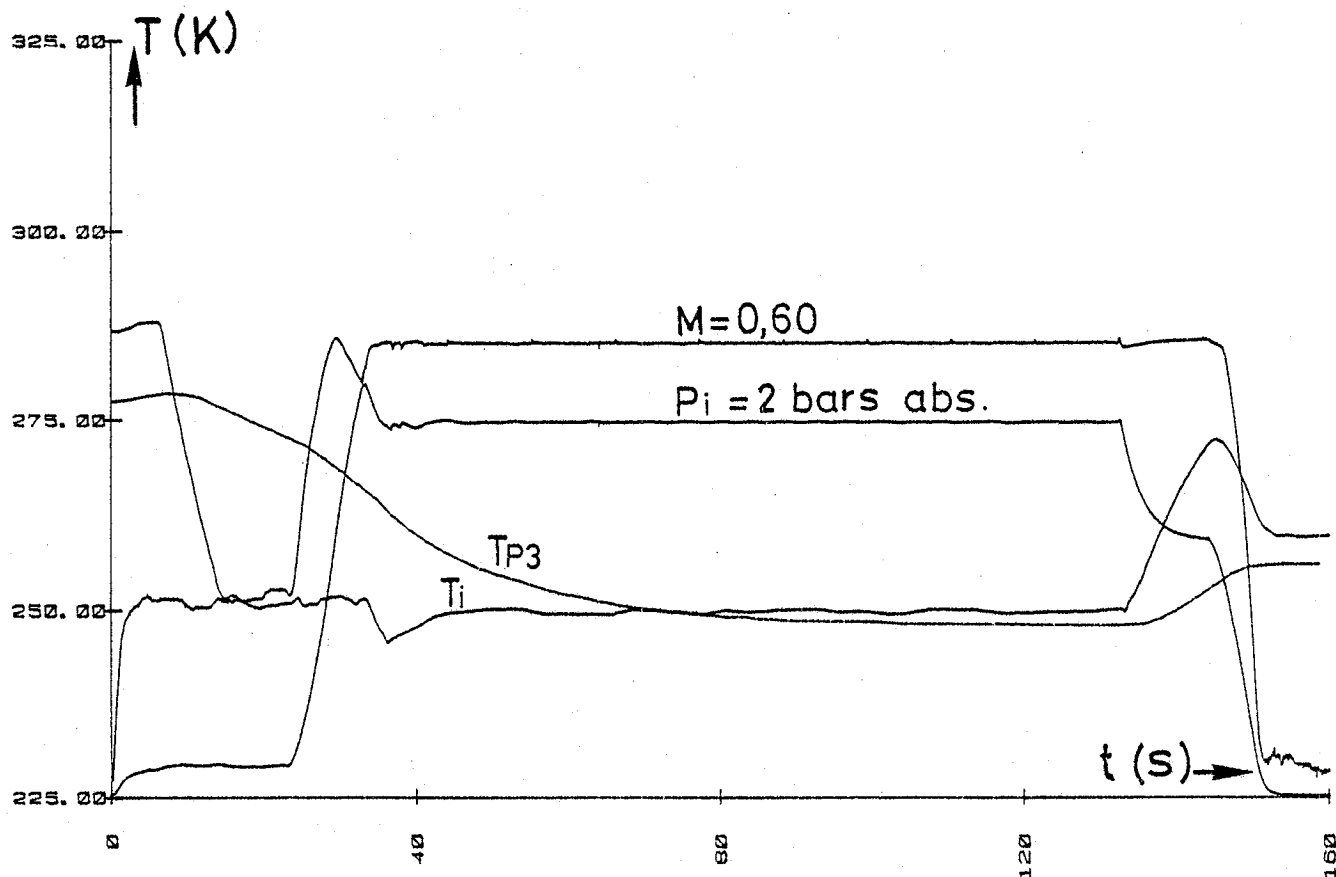
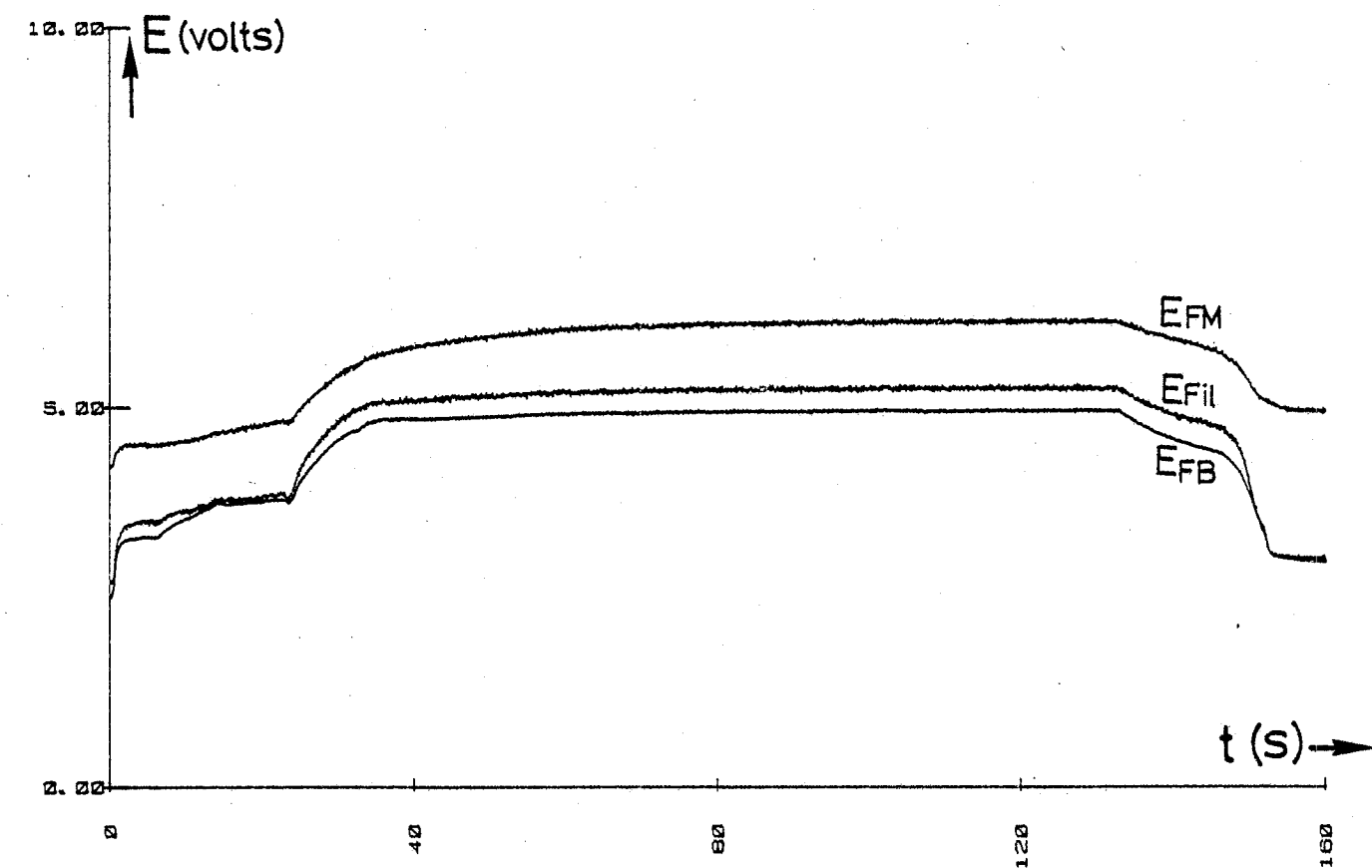
Pl. 46 - Evolution des températures mesurées par les jauges de frottement utilisées à faible intensité constante  $I = 3$  mA au cours de la même rafale à température ambiante,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars



PL. 47 - Evolution des paramètres de l'écoulement et de la température de la plaque au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 250$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars

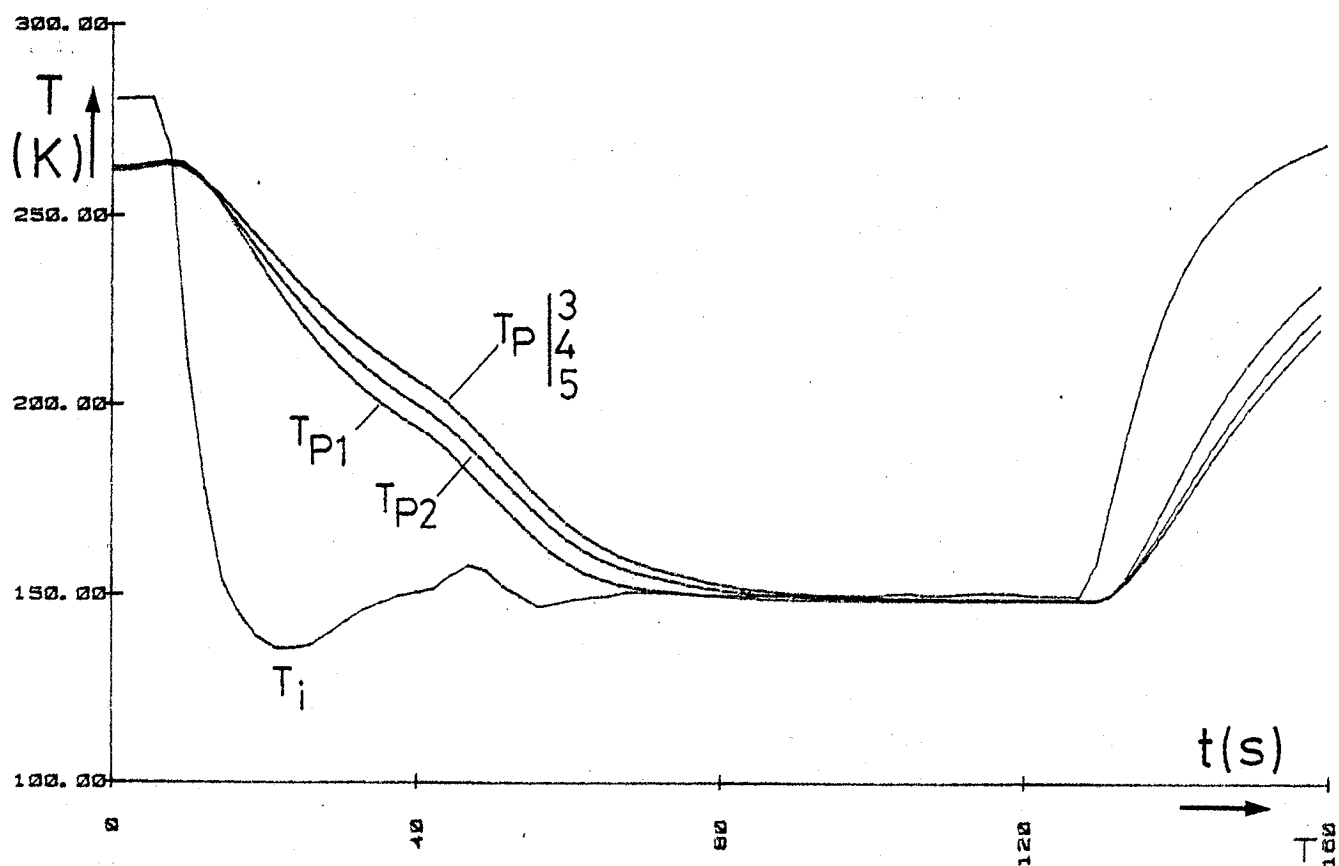
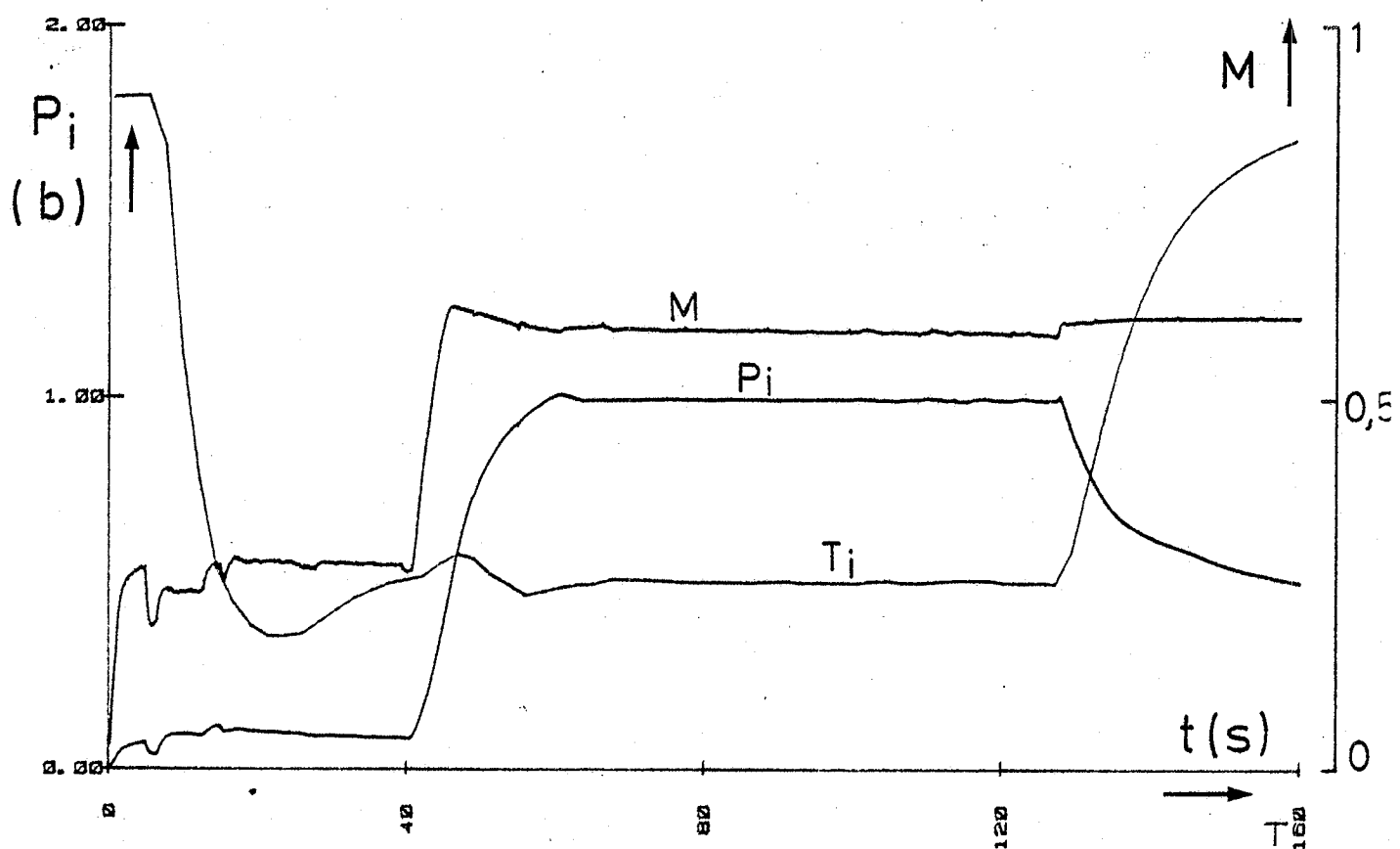


Pl. 48 - Evolution des températures mesurées par les jauges de frottement utilisées à faible intensité constante  $I = 3$  mA au cours de la même rafale cryogénique à  $T_i = 250$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars

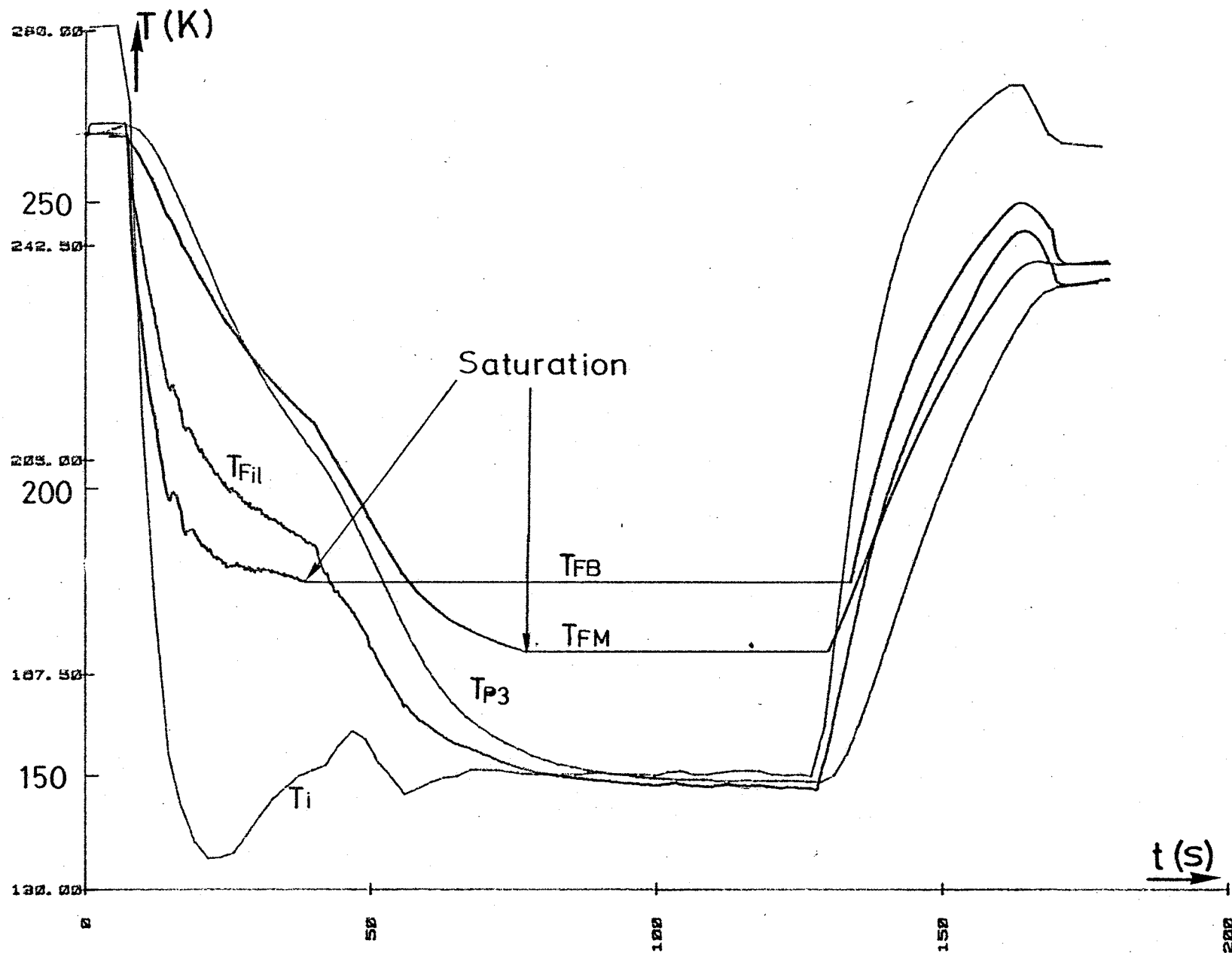


Pl. 49 - Utilisation des jauges de frottement avec une surchauffe de 43 K par rapport à la température ambiante au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 250$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars

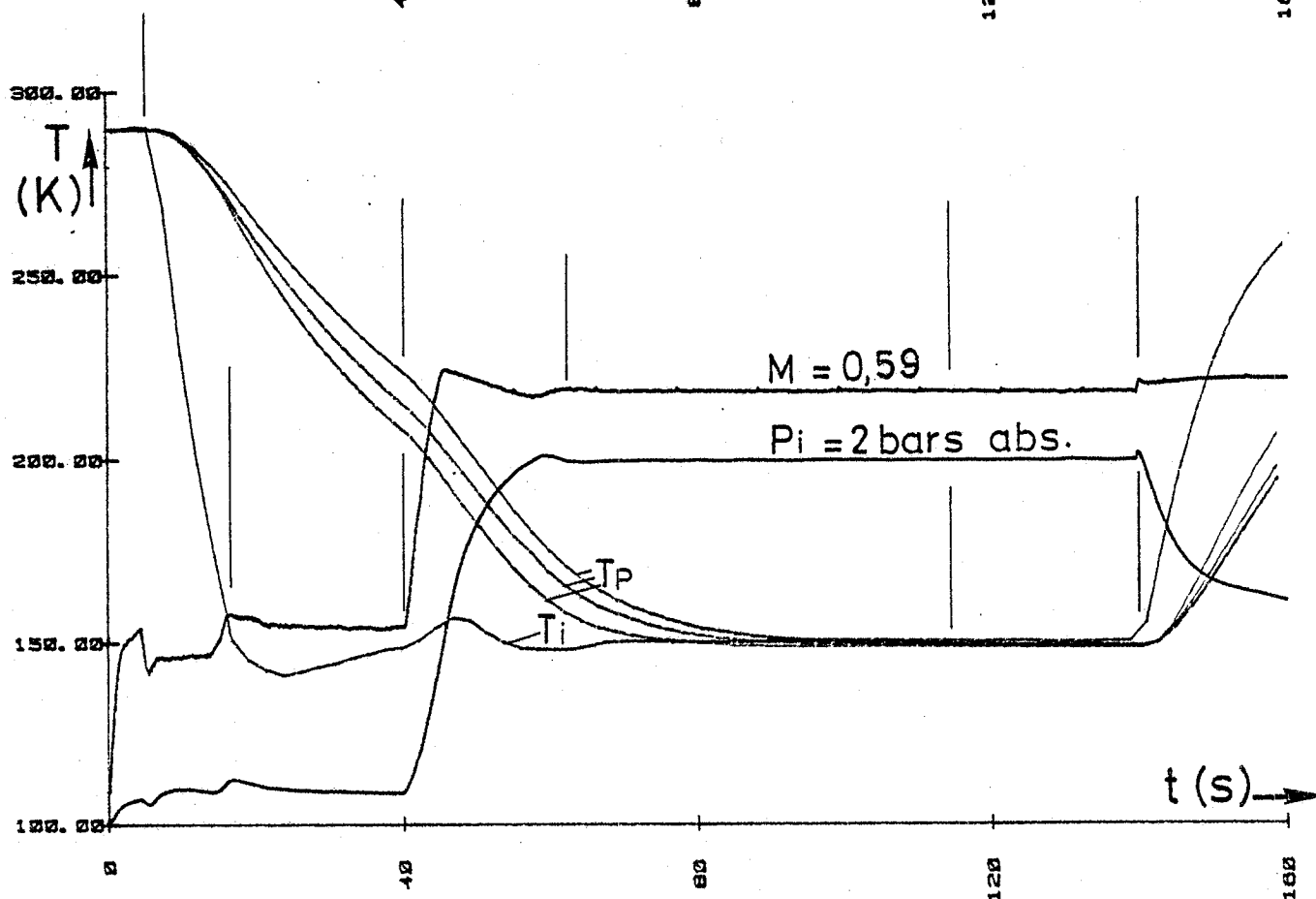
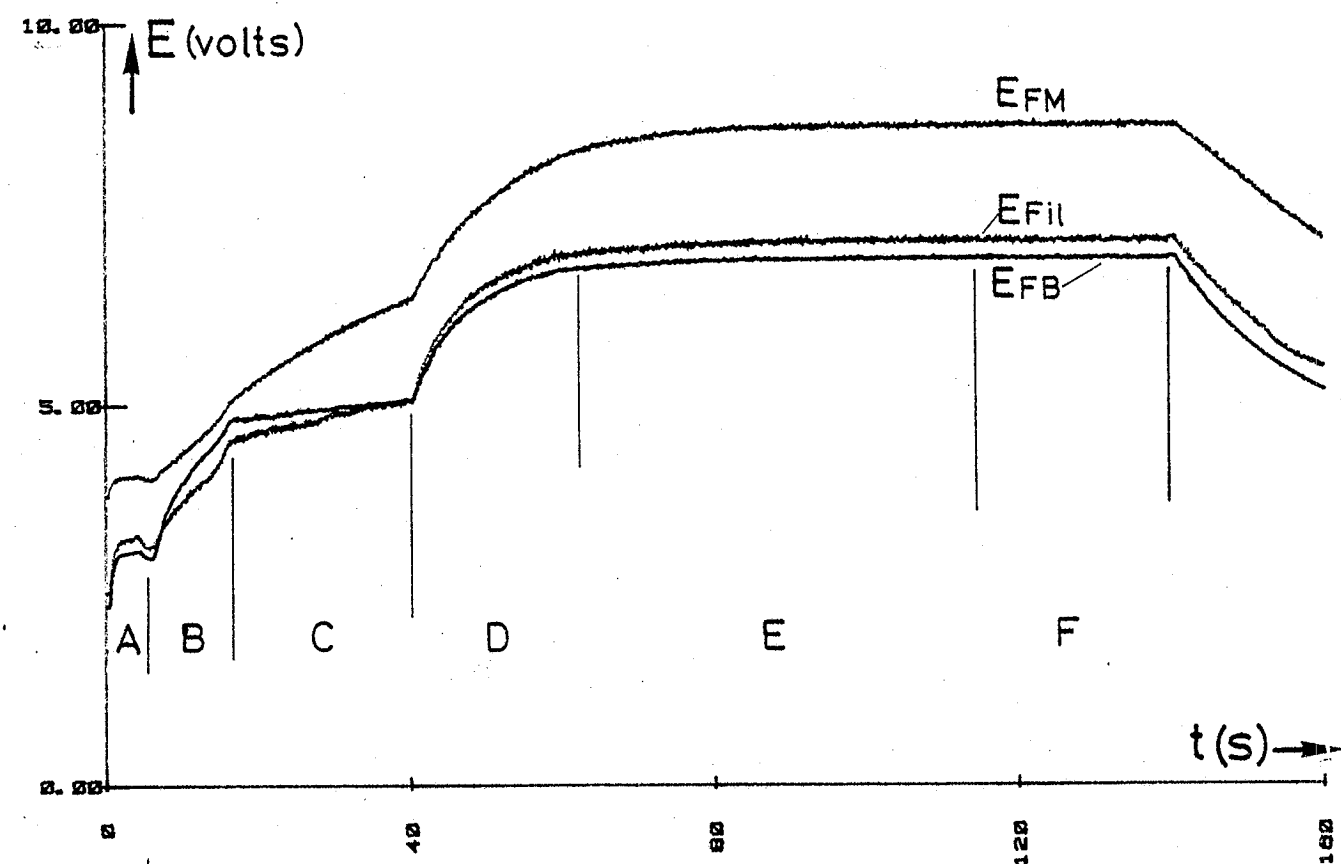




Pl. 50 - Evolution des paramètres de l'écoulement et de la température de la plaque au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars



Pl. 51 - Utilisation à faible intensité constante  $I = 3$  mA des jauges de frottement au cours de la rafale cryogénique à  $T_i = 150$  K,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2$  bars



Pl. 52 - Utilisation des jauges de frottement avec une surchauffe de 43 K par rapport à la température ambiante, au cours d'une rafale cryogénique à  $T_i = 150 \text{ K}$ ,  $M = 0,6$  et  $P_i = 2 \text{ bars}$

LANGLEY RESEARCH CENTER



3 1176 00520 2123